

DOI:10.3969/j.issn.1001-4551.2013.03.002

三自由度直升机逻辑控制器的研究与设计*

于春海, 潘 丰*

(江南大学 轻工过程先进控制教育部重点实验室, 江苏 无锡 214122)

摘要: 针对三自由度直升机模型系统的位置跟踪问题, 考虑到该模型系统是一个典型的高阶、不稳定、多变量、非线性系统, 为了获得令人满意的控制效果, 通常采用复杂的控制方法如线性二次型调节器(LQR)控制, 该方法对模型的精确性要求较高, 所建立系统模型的精度高低直接影响控制效果的好坏。为获得该模型系统较满意的控制方案, 从实际应用的角度出发, 采用逻辑控制方法设计出了逻辑控制器, 它可直接根据当前偏差和偏差变化量计算出与此相适应的控制量, 不需要对系统进行建模, 具有较强的抗干扰性能; 针对时滞问题, 通过引入微分反馈, 抑制了由时滞引起的超调; 最后进行了半实物仿真实验。研究结果表明: 该方法调节时间更短, 几乎零超调, 控制效果明显优于LQR控制。

关键词: 三自由度直升机; 逻辑控制; 微分反馈; 线性二次型调节器

中图分类号: V275*.1; TP273 **文献标志码:** A

文章编号: 1001-4551(2013)03-0257-04

Logic controller of 3-DOF helicopter

YU Chun-hai, PAN Feng

(Key Laboratory of Advanced Process Control for Light Industry, Ministry of Education, Jiangnan University,
Wuxi 214122, China)

Abstract: Aiming at location tracking of 3-DOF (degree of freedom) helicopter model system which is a typical high-level, unstable, multi-variable, non-linear system, a more complex method was used to control the system in order to obtain satisfactory effect, such as linear quadratic regulator (LQR) control. But an accurate model that affecting the control effect directly was required. In order to obtain satisfactory control programme of the model system, a logical controller which could calculate the proper output amount according to the current error and the change of the error was used without establishing the system modeling. Besides, differential feedback was added to suppress the overshoot caused by the time delay. The results indicate that the method which has shorter adjustment time, almost no overshoot is better than LQR control method obviously. Semi physical simulation also shows the feasibility of the method.

Key words: 3-DOF (degree of freedom) helicopter; logic control; differential feedback; linear quadratic regulator (LQR)

0 引 言

三自由度直升机模型系统是一个典型的高阶次、不稳定、多变量、非线性、强耦合的控制系统, 是控制工程领域较为复杂的被控对象, 它能够部分地模拟实际直升机的姿态和飞行, 因此有很大的应用价值。本研究分析的对象三自由度直升机(3-DOF)模型系统, 是加拿大Quanser公司生产的一款实时仿真平台。

针对三自由度直升机模型系统的位置跟踪问题, 为了获得令人满意的控制效果, 研究者通常采用复杂的控制方法, 如传统的PD控制^[1]、PID控制^[2]以及目前比较成熟的线性二次型调节器(LQR)控制^[3]等, 但这些控制方式虽然能够实现对直升机位置的跟踪, 但在调节时间和超调量等方面的控制效果不尽人意。另外, 还有许多学者也提出了很多新的方法, 例如模糊控制^[4]、自适应控制^[5]以及预测控制^[6]等, 这些方法虽然在很大程度上改

收稿日期: 2012-11-07

基金项目: 国家高技术研究发展计划(“863”计划)资助项目(2009AA05Z203)

作者简介: 于春海(1987-), 男, 黑龙江铁力人, 主要从事控制理论与控制工程方面的研究。E-mail: yu_chun_hai@126.com

通信联系人: 潘 丰, 男, 教授, 博士生导师。E-mail: pan_feng_63@163.com

善了系统的控制效果,但实现起来还是比较复杂。

根据以上分析结果,为了获得该模型系统较满意的控制方案,本研究从实际应用的角度出发,采用逻辑控制方法,直接根据当前的偏差和偏差变化量计算出与此相适应的控制量;针对时滞问题,通过引入微分反馈^[7],来抑制由时滞引起的超调。

1 三自由度直升机模型

1.1 系统简介

三自由度直升机模型系统是研究直升机飞行控制技术的平台,该系统由:①直升机实验本体,②电控箱,③由运动控制卡和PC机组成的控制平台三大部分组成^[8]。

直升机实验本体由:机械本体、螺旋桨电机、平衡块、位置传感器、集电环组成。位置传感器2个直流电机被安装在直升机本体的末端来驱动2个螺旋桨,通过安装在支点和两个螺旋桨中心的编码器把直升机的高度角、螺旋桨的翻转角和旋转速度反馈到控制卡,再由用户编写的控制算法计算出控制量,发送至3个电机,进行直升机飞行姿态和速度的控制。

直升机实验本体组成如图1所示^[9]。



图1 直升机实体图

1.2 系统数学模型

三自由度直升机模型系统是一个欠驱动的系统,它的动力主要来源于后端的2个推进器。推进器的动力大小 F 与电压 u 成正比,其关系如下:

$$F = k_e \cdot u \quad (1)$$

式中: k_e —比例常数。

根据系统的特点,三自由度直升机模型可分3个轴来描述,分别为:高度轴、横侧轴、旋转轴^[10-11]。

本研究中涉及到的变量及常量含义如下:

M : 直升机模型的有效质量;

g : 重力加速度;

Mg : 直升机模型的有效重力值;

L_1 : 电机与支点的距离;

L_p : 每个电机与横侧轴的距离;

ε : 高度角;

p : 横侧角;

γ : 旋转角速度;

ε_0 : 高度角的初始值。

(1) 高度轴。高度轴的转矩是由前后两个电机产生的升力 F_a 和 F_b 产生的,当升力大于重力 Mg 时,直升机上升;反之直升机下降。根据动力学原理,可得关系如下:

$$J_e \ddot{\varepsilon} = k_c(u_a + u_b)L_1 \cos(p) - MgL_1 \cos(\varepsilon - \varepsilon_0) \quad (2)$$

式中: J_e —俯仰轴的转动惯量; $\ddot{\varepsilon}$ —俯仰轴的旋转加速度; u_a, u_b —前、后电机的电压; F_a, F_b —前、后两个电机产生的升力。

(2) 横侧轴。横侧轴由两个螺旋桨电机产生的升力控制,如果 F_a 产生的升力大于(或小于) F_b 产生的升力,这样就会产生一个侧向力,使直升机围绕基座正向(或反向)旋转。其动力学方程为:

$$\begin{aligned} J_p \ddot{p} &= F_a L_p - F_b L_p \\ J_p \ddot{p} &= k_c L_p (u_a - u_b) \end{aligned} \quad (3)$$

式中: J_p —横侧轴的转动惯量, $\ddot{p}$ —横侧轴的旋转加速度。

(3) 旋转轴。旋转轴的动力来源是螺旋桨横侧轴倾斜时产生的水平方向升力,对于比较小的横侧角,这个力需要使直升机在空中保持平衡,大约为 Mg 。 Mg 的水平分量会对旋转轴产生一个力矩,旋转轴由这个力产生旋转加速度,其动力学方程为:

$$J_i \dot{\gamma} = -Mg \sin(p)L_1 \quad (4)$$

式中: J_i —旋转轴的转动惯量, $\dot{\gamma}$ —旋转角加速度。

2 逻辑控制器设计

2.1 逻辑控制器原理

系统的运行特性表征为系统偏差及偏差变化率大小的组合情况。本研究将系统偏差及偏差变化率的大小各自分为3类。这样的组合变化就有9种情况,每种情况都代表系统的一种运动模式,称之为工况^[12]。控制器根据工况的不同采用相应的控制作用,及时向控制系统进行能量补充和消耗,从而达到控制目的和跟踪性能要求。

工况的确定和相应的控制作用如表1所示。

表1 系统9种工况下开环增益的调整规则

	$\dot{e} \geq \dot{e}_0$	$-\dot{e}_0 \leq \dot{e} \leq \dot{e}_0$	$\dot{e} \leq -\dot{e}_0$
$e \geq e_0$	K_{4+} (多加)	K_{3+} (稍加)	K_{2+} (弱加)
$-e_0 \leq e \leq e_0$	K_{1+} (微加)	K_0 (保持)	K_{1-} (微减)
$e \leq -e_0$	K_{2-} (弱减)	K_{3-} (稍减)	K_{4-} (多减)

表1中, K_0 为系统稳态时对应的开环增益,其他工况的开环增益则是在 K_0 基础上依次微加、弱加、稍加和多加,或者依次微减、弱减、稍减和多减。假设误

差为 e , 误差变化率为 $\dot{e}$, 根据控制精度预设它们的上限分别为 e_0 和 $\dot{e}_0$, 下限分别为 $-e_0$ 和 $-\dot{e}_0$ 。

控制器应满足的基本条件如下^[13]:

$$K_{4+} \geq K_{3+} \geq K_{2+} \geq K_{1+} \geq K_0 \geq K_{1-} \geq K_{2-} \geq K_{3-} \geq K_{4-} \quad (5)$$

从表1中可以看出,通过反馈得到的 e 和 $\dot{e}$ 主要作用是确定系统当前的工况,一旦确定了当前的工况,控制增益就保持不变,具有开环系统的特征。这使得该逻辑控制器既有闭环控制的稳定性同时又有开环控制的快速性。

2.2 微分反馈作用

本研究针对高度角和横侧角分别设计控制器来实现相应角度的跟踪控制。

以横侧轴控制为例(高度轴与此类似),由于其模型中具有积分环节,使系统的响应存在滞后,如果不加补偿环节会因控制效果的滞后使系统出现振荡,或者为了减弱时滞的影响而不得不降低控制器的增益,从而延长系统的调节时间。为此,本研究针对系统时滞问题在控制器中引入微分反馈环节,并结合滤波,以期能够得到满意的控制效果。

系统控制结构如图2所示^[14]。两个微分滤波环节的传递函数分别为:

$$K_i s / (s + 1/T_i)$$

式中: K_i —放大系数; T_i —滤波时间常数 ($i = 1, 2$)。

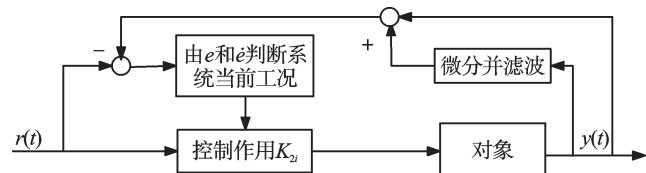


图2 系统控制结构图

$r(t)$ —给定输入角度高度角或横侧角; $y(t)$ —高度角或横侧角的实际输出; K_{2i} ($i = 0, 1 \pm, 2 \pm, 3 \pm, 4 \pm$)—高度角控制器的9种开环增益; K_{4i} ($i = 0, 1 \pm, 2 \pm, 3 \pm, 4 \pm$)—高度角控制器的9种开环增益

本研究对于该实验对象所取微分滤波环节参数如表2所示。

表2 微分反馈环节滤波器参数

	横侧轴轴参数	高度轴参数
K_i	6	8
T_i	10	13

2.3 基本控制作用及相关参数

针对该实验对象,本研究所取控制器参数如表3所示。

(1) K_0 控制作用。由于模型具有积分环节, K_0 的功能相当于维持先前的控制作用,依据逻辑控制器的设计原理, K_0 此时的控制策略为保持不变。应取 $K_0 = 0$, 这样就可以保证其稳态误差不超过误差限的大小。

(2) K_{1+} 控制作用。对最大负超调量有影响,在

表3 逻辑控制器具体参数

控制器参数	高度轴参数值	横侧轴参数值
K_{20}	0	0
K_{21+}	1.5	2
K_{22+}	8	3
K_{23+}	8	10
K_{24+}	10	10
K_{21-}	-1.5	-2
K_{22-}	-8	-3
K_{23-}	-8	10
K_{24-}	-10	10
$e_0, \dot{e}_0$	0.01, 0.1	0.01, 0.1

稳态平衡区域对误差变化率进行微调,起系统能量有消耗转换成补充之间的短时过渡作用。

(3) K_{1-} 控制作用。对最大正超调量有影响,在稳态平衡区域对误差变化率进行微调,起系统能量有补充转换成消耗之间的短时过渡作用。

(4) K_{2+} 控制作用。直接影响上升时间,间接影响正超调量。

(5) K_{2-} 控制作用。影响正超调后的下降趋势。

(6) K_{3+} 控制作用。启动系统并获得一定的初速,在终值稳态区段 K_{3+} 可防止系统运动脱离 K_0 作用区,在实际应用中,由于克服延迟时间和稳态误差都需要较大的 K_{3+} 控制作用, K_{3+} 的值一般小于等于 K_{4+} 值。

(7) K_{3-} 控制作用。保证系统不超过允许偏差范围的上边界线。随 K_{3-} 作用的增强,允许偏差上边界线更加牢靠。

(8) K_{4+} 控制作用。直接影响最大负超调量,一旦 K_{4+} 控制作用的值大到一定程度,系统的最大负超调量近似为零。 K_{4+} 控制作用大时,鲁棒性能强。

(9) K_{4-} 控制作用。直接影响最大正超调量,一旦 K_{4-} 控制作用的值大到一定程度,系统的最大正超调量近似为零。 K_{4-} 控制作用大时,鲁棒性能强。

3 系统实验及分析

将设计的逻辑控制器作用于三自由度直升机系统,横侧角参考输入为 7.5° 的阶跃信号,同时高度角参考输入为大小为 30° 的阶跃信号。通过仿真实验可以得到其对参考输入的跟踪变化曲线,其中,横侧角及高度角的仿真效果图,分别如图3、图4所示。

笔者在图3和图4中分别加入了加拿大 Quanser 公司设计的基于状态空间设计法的 LQR 最优调节器仿真效果图,将其与本研究采用逻辑控制器的方法得到的效果进行比较。

对比两种控制器的仿真结果可以看出,在 K_{4+} 、 K_{4-} 两个参数足够大和微分反馈的共同作用下,基于

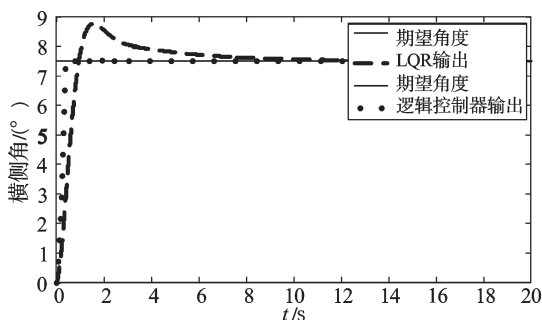


图3 横侧角仿真效果图

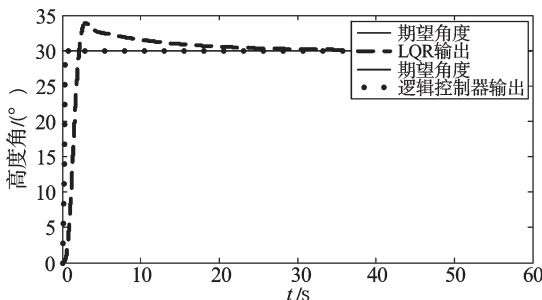


图4 高度角仿真效果图

逻辑控制器的三自由度直升机系统在超调的抑制方面作用非常明显,几乎无超调,并且在反应时间上也有所提高。

4 直升机模型的实际控制

Matlab与实时控制软件WinCon相结合,构成了三自由度直升机模型的软件系统。在连接好各种控制信号线后,本研究通过Simulink和WinCon软件来控制模型系统。控制的实时曲线图如图5、图6所示。

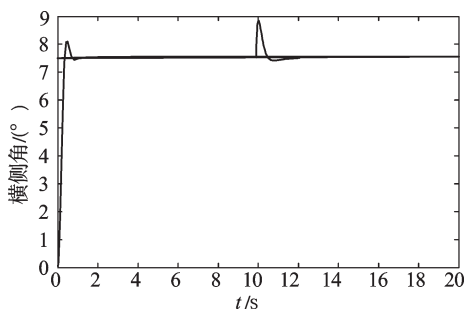


图5 横侧角实时曲线

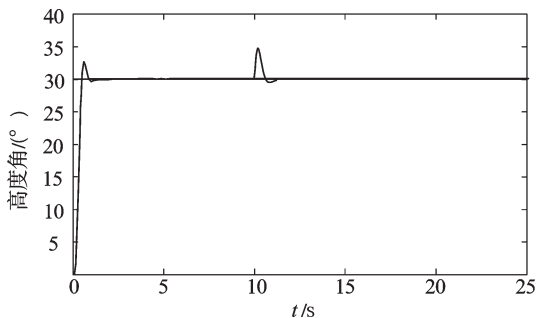


图6 高度角实时曲线

横侧角的实物控制曲线如图5所示。

在实际控制过程中,给定的目标位置为 7.5° ,从曲

线中可以看出,超调量约7%,调节时间约1.5 s。在10 s时候给模型系统横侧轴的输出加了一个阶跃干扰信号,幅值为 1° ,从实际运行曲线中可以看出,该控制系统抗干扰性能较强,12 s左右能使系统恢复稳定状态。

高度角的实物控制曲线如图6所示。

在实际控制过程中,给定的目标位置为 30° ,从图6曲线中可以看出,超调量约6.6%,调节时间约1.8 s。在10 s时候给模型系统高度轴的输出加了一个阶跃干扰信号,幅值为 2° ,从实际运行曲线中可以看出,该控制系统抗干扰性能较强,12 s左右能使系统恢复稳定状态。

由图5和图6可知,该控制器应用在直升机系统模型上进行半实物仿真的效果较好,并具有较好的抗干扰性能,从而通过对直升机模型的实际控制,验证了该方法的可行性。

5 结束语

为提高直升机的控制效果,本研究从实际角度出发,设计了逻辑控制器,并应用于三自由度模型系统,进行了仿真研究。研究表明,该方法具有很好的控制效果。

(1) 由于逻辑控制器参数设置简单、调试方便且半实物仿真效果较好,因此具有一定的工程应用价值。

(2) 微分反馈的加入大大抑制了由时滞引起的超调,使得过渡过程变得平稳。

(3) 局限与不足。逻辑控制器与微分反馈的结合适用于时滞小的系统,对于包含纯滞后环节的系统不能直接应用。此外,由于该控制器的输出是剧烈波动的脉冲信号,若执行机构无法适应则还需要对其输出做进一步滤波处理。

参考文献(References):

- [1] DONG Xiu-cheng, ZHAO Xiao-xiao, SHU Mei. Research of Control Method Based on 3-DOF Twin Rotor MIMO System[C] // Proceedings of the 7th World Congress on Intelligent Control and Automation. Chongqing, China, June 25 - 27, 2008:3279-3283.
- [2] AHMAND S M, CHIPPERFIELD A J, TOKHI M O. Modeling and Control of Twin Rotor MIMO System[C] // Proceedings of the American Control Conference. Chicago, Illinois. IEEE, 2000:1720-1724.
- [3] 郭亮, 余祖龙. 三自由度直升机LQR控制器设计与仿真[J]. 科技资讯, 2011, 36(3):29-30.
- [4] LIU Zhi-chao, HONG Bo-shi. Control Strategy Design Based on Fuzzy Logic and LQR for 3-DOF Helicopter Model[C] // International Conference on Intelligent Control and Information Processing. Dalian, China: [s.n.], 2010:13-15.

(下转第272页)

本研究保持转子外径为 99.2 mm, 单边气隙 0.4 mm。本研究依次在 0~50 Hz 的频率下对不同磁极配置下的 C 型径向电磁轴承和 E 型径向电磁轴承进行转子损耗分析^[9], 其损耗曲线如图 12 所示。

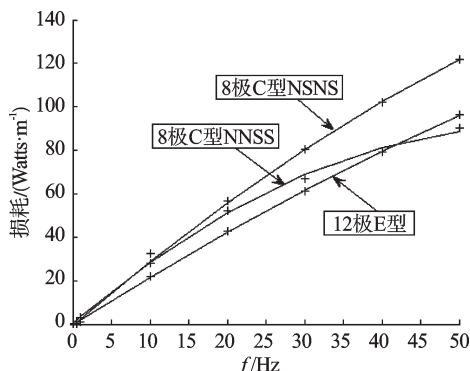


图 12 不同频率下转子的损耗曲线

因此, 在频率 $f < 5$ Hz 时, 12 极 E 型径向电磁轴承的涡流损耗最低, 8 极 C 型 NSNS 磁极分布结构的次之, 8 极 C 型 NNSS 磁极分布结构的损耗最高; 在 $5 \text{ Hz} < f < 43 \text{ Hz}$ 时, 12 极 E 型径向电磁轴承的涡流损耗最低, 8 极 C 型 NNSS 磁极分布结构的次之, 8 极 NSNS 磁极分布结构的损耗最高; 在 $f > 43 \text{ Hz}$ 时, 8 极 C 型 NNSS 磁极分布结构磁轴承的涡流损耗最低, 12 极 E 型径向电磁轴承次之, 8 极 NSNS 磁极分布结构的损耗最高。

由此可知, 在不同的频率段, 各类型径向电磁轴承各有其优势^[10]。在实际应用中, 当频率要求较低时, E 型径向电磁轴承具有非常明显的优势。

6 结束语

传统的 C 型径向电磁轴承结构简单、设计方便, 一般的设计要求都能满足。然而在很多特定的设计要

求下, 往往在材料、空间上利用率不高, 由此本研究提出了 E 型径向电磁轴承。本研究对 E 型径向电磁轴承进行了电磁力分析、参数设计、结构分析及损耗分析, 并将其与 C 型结构进行了对比。

研究结果表明, E 型径向电磁轴承在特定的设计要求下, 其性能明显优于传统的 C 型径向电磁轴承。

参考文献 (References):

- [1] 郑坚强. 电磁轴承有限元分析、结构设计及控制[D]. 杭州: 浙江大学电气工程学院, 2004.
- [2] SCHWEITZER G, MASLEN E H. Magnetic Bearings Theory, Design, and Application to Rotating Machinery [M]. Germany: Springer-Verlag, 2009.
- [3] 万金贵, 汪希平, 李文鹏, 等. 径向磁力轴承的结构分析与优化设计方法[J]. 武汉理工大学学报: 信息与管理工程版, 2010, 32(1): 62-65.
- [4] 刘文洲, 楚军, 赵雷. 电磁轴承磁场分析和优化设计[J]. 仪器仪表学报, 2004, 25(4): 997-999.
- [5] MAYLE R E, HESS S, HIRSC H, et al. Rotor-stator gap flow analysis and experiments[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 1998, 13(2): 116-125.
- [6] 周朝曦. 电磁轴承分析设计软件的开发[D]. 上海: 上海大学机电工程与自动化学院, 2004.
- [7] 张斌. 基于 ANSYS 的径向磁力轴承涡流损耗研究[D]. 武汉: 武汉理工大学机电工程学院, 2007.
- [8] 张斌, 胡业发, 丁国平, 等. 径向磁力轴承涡流损耗分析与计算[J]. 机械制造, 2007, 45(7): 36-38.
- [9] MATSUMURA K, HAKATE K. Relation between Pole Arrangement and Magnetic Loss in Magnetic Bearings[C]. 2nd Int. Symp. on Magnetic Bearings. Tokyo, Japan, 1990.
- [10] MIZUNO T, HIGUCHI T. Experimental Measurement of Rotational Losses in Magnetic Bearings[C]. In Proc. 4th Int. Symp. on Magnetic Bearings. ETH Zurich, 1994.

[编辑: 张翔]

(上接第 260 页)

- [5] ILIANA M, ORLOV Y, LUIS T. Aguilar. Stabilization of a 3-DOF Underactuated Helicopter Prototype: Second Order Sliding Mode Algorithm Synthesis, Stability Analysis, and Numerical Verification[C]//12th IEEE Workshop on Variable Structure Systems, VSS'12, Mumbai, 2012: 12-14.
- [6] WITT J, BOON S, WEMER H. Approximate model predictive control of a 3-DOF Helicopter[C]//Proceeding of the 46th IEEE Conference on Decision and Control. LA, USA, 2007: 4501-4506.
- [7] 陈伯时. 电力拖动自动控制系统[M]. 北京: 机械工业出版社, 2003.
- [8] 赵笑笑, 董秀成. 基于 LQR 最优调节器的三自由度直升机控制系统[J]. 昆明理工大学学报, 2005, 30(5A): 125-127.
- [9] The Quanser Consulting Inc.. 3-DOF Helicopter Reference

Manual[M]. The Quanser Consulting Inc., 2008.

- [10] AHMAND S M, CHIPPERFLIED A J. Modeling and Control of Twin Rotor MIMO System[C]//Proceeding of the American Control Conference. Chicago, Illinois. IEEE, 2000: 1720-1724.
- [11] 岳新成, 杨莹, 耿志勇. 基于二步线性化的实验直升机模型跟踪控制[J]. 系统工程与电子技术, 2008, 12(6): 1112-1116.
- [12] 张南纶. 新控制原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [13] 樊京, 刘叔军, 盖晓华, 等. MATLAB 控制系统应用与实例[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.
- [14] 尹泽明, 丁春利. 精通 Matlab[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.

[编辑: 罗向阳]