

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.02.018

风洞试验中旋翼的智能控制技术

彭先敏 黄明其 章贵川 尹欣繁 李雷 田斌

(中国空气动力研究与发展中心, 绵阳, 621000)

摘要: 直升机风洞试验是高转速、高难度、高风险的动态试验,人工操控具有效率低、安全性差、劳动强度大等缺点。为了克服人工操控的缺陷,构建了基于网络通信的试验管理系统和软硬结合的多重安全保护措施,在此基础上形成了成熟的直升机风洞试验自动配平技术。目前这些技术已成功应用于直升机风洞试验控制,应用效果表明旋翼的智能控制技术具有结构灵活、操作方便、安全可靠、数据质量好、试验效率高特点,大大提升了直升机风洞试验的控制水平,充分满足了直升机风洞试验的需求。

关键词: 直升机; 风洞试验; 智能控制技术; 旋翼; 安全保护

中图分类号: TP2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)02-0251-06

Intelligent Control Technology of Helicopter Rotor in Wind Tunnel Test

PENG Xianmin, HUANG Mingqi, ZHANG Guichuan, YIN Xinfan, LI Lei, TIAN Bin

(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang, 621000, China)

Abstract: Helicopter wind tunnel tests are of high-speed, high-difficulty and high-risk. But manual operation in helicopter wind tunnel tests suffer low efficiency, poor security and high labor intensity. In order to solve these problems, we develop the test management system based on network data interaction and construct the triple safety protection system with combination of soft and hard ware. Further, the helicopter automatic trim system based on fuzzy control theory has been implemented. The intelligent control technology has been successfully applied to helicopter wind tunnel tests. The results show that the intelligent test system has advantages including flexible structure, convenient operation, high safety and reliability, good data quality and high test efficiency.

Key words: helicopter; wind tunnel test; intelligent control technology; rotor; security and protection

直升机风洞试验在为直升机型号设计提供气动数据、探索新的气动外形、揭示流动机理等方面起着关键的作用。直升机风洞试验是按照桨尖马赫数相似原理进行的风洞试验。在风洞吹风试验的情况下,旋翼模型高速旋转,在空气动力、惯性力、离心力的作用下,旋翼及其试验装置实际上是一个典型的处于周期振动状态的弹性系统。因此,直升机风洞试验的难度大、技术复杂、高风险、准备时间长^[1]。

由于直升机风洞试验的上述特点,因此分离、

人工操作的直升机风洞试验存在试验安全和试验数据质量取决于操作人员经验,各操作岗位之间无法进行实时信息与数据交流,试验人员劳动强度大、试验效率低等缺陷,同时在试验过程中发生故障如果不能及时处理,往往容易造成较大的损失。为此必须对直升机试验各系统改进,提升直升机风洞试验的能力,以满足直升机发展的需要^[2]。

随着人工智能、控制论、信息论、计算机科学等的发展,智能控制作为自动化领域具有挑战性的方向得到了迅速的发展,智能控制作为自动化领域中

收稿日期: 2018-11-11; **修订日期:** 2019-03-08

通信作者: 彭先敏,男,硕士,高级工程师, E-mail: 735826670@qq.com。

引用格式: 彭先敏,黄明其,章贵川,等. 风洞试验中旋翼的智能控制技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(2): 253-258. PENG Xianmin, HUANG Mingqi, ZHANG Guichuan, et al. Intelligent Control Technology of Helicopter Rotor in Wind Tunnel Test[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2): 251-256.

最具挑战性的方向而备受关注。其主要优点在于:①能对非线性、多变量、时变等复杂系统进行有效的全局控制,并具有较强的容错能力;②能对获取的信息进行实时处理并给出控制决策;③通过不断优化参数和寻找控制器的最佳结构形式,以获得整体最优控制性能;④具有自学习、自适应、自组织能力;⑤能从系统的功能和整体优化的角度来分析系统,以实现预期的控制目标^[2]。基于智能控制的优点和直升机风洞试验的特点,本文首先对各子系统进行整合,构建了多重安全保障措施,在此基础上实现了基于模糊控制技术的直升机风洞试验旋翼载荷自动配平技术,成功将智能控制技术应用到直升机风洞试验中,提高了直升机风洞试验安全性和数据质量的效果^[3-4]。

1 直升机风洞试验系统简介

由于直升机风洞试验子系统主要包括动力系统、操纵控制系统、主轴倾斜系统、数据采集与监视系统、振动监视系统、风洞速压控制系统、尾桨动力系统、尾桨操纵控制系统、数据处理系统、试验台减速箱润滑油车、图像监视系统等等。为了实现

各系统运行信息的互联互通,协调各系统的控制流程,确保各系统安全可靠运行,还增加了试验管理系统、设备运行信息管理系统、试验数据实时评估系统、数据库服务器等。系统总体结构如图1所示。智能控制系统主要包括组织层、协调层和执行层。在本方案中试验管理兼组织和协调的功能,主要负责将所有的直升机子系统整合为一个整体,实现系统内操作指令和数据交互的功能,协调各子系统的运行。主旋翼操纵控制系统和主轴倾斜系统在执行层中具有重要地位,因为直升机风洞试验的旋翼载荷配平工作主要由这两个系统负责完成,为了自动配平,开发了基于模糊控制技术的直升机风洞试验自动配平技术。当发生危险情况时直升机试验主要的处理方式是停止旋翼转动,因此构建基于动力控制子系统的多重安全处置措施是提高试验安全的重要保障。为了提高试验系统安全判断能力,构建了运行信息管理系统,负责各子系统关键运行信息的收集及根据安全阈值进行报警,该系统的另一个正在研究的功能是直升机参试设备的健康管理。数据处理与分析系统主要完成试验数据的处理及实时评估,为试验结果进行现场快速评判。

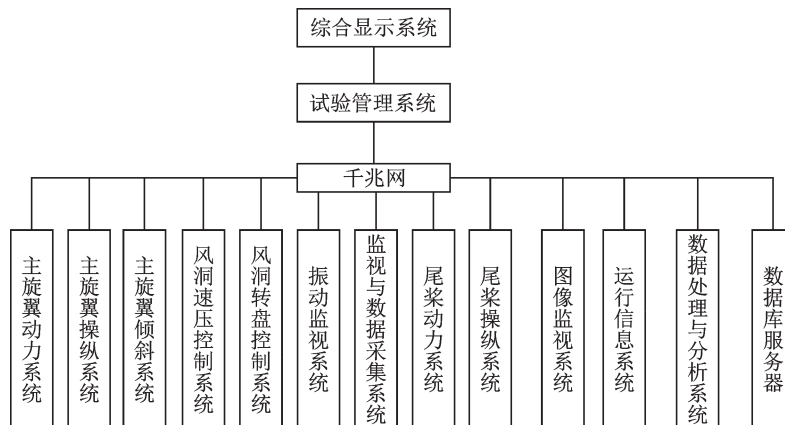


图1 直升机风洞试验总体结构示意图

Fig.1 Structure of helicopter

2 旋翼的智能控制技术

2.1 旋翼载荷的实时获取与安全状态自动判别

由于直升机风洞试验中控制系统的操作需要根据旋翼天平测量的气动载荷及其他系统的相关信息决定本系统的操作步骤,同时试验人员对试验中各子系统的运行情况进行全盘掌握,并据此决定试验的进程,因此实现智能控制,首先要解决的问题就是各子系统信息的实时交互,特别是旋翼载荷数据的实时获取与安全判别。直升机试验信息包括试验管理系统对其他系统下达的指令信息和各参试设备的运行信息,其中指令信息主要强调的是

一对一的到达,对实时性要求不高;试验运行信息包括旋翼的载荷信息、速压系统的风速或速压信息、振动监视系统的振动量的各阶幅频特征值、其他参试系统的特征运行信息等,这些信息一方面关系试验的操作进程,另一方面关系试验台的安全,因此强调的是信息交互的实时性。为了解决上述两类信息的交互,本系统将指令信息与运行信息数据分别采用不同的途径实现,如基于 Winsocket 控件的 TCP 操纵指令通信等,从而确保试验指令信息的实时到达以及运行数据信息的实时交互,其他各子系统可以从运行信息中实时获取本系统关心的试验信息数据,以参与本系统的控制,如操纵控

制系统能够从数据共享管道中实时获取旋翼载荷的垂向力系数、水平力系数,俯仰力矩、偏航力矩等,从而可以有效进行操纵控制,以实现旋翼载荷配平的目的;另外,试验管理系统根据各系统的正常与故障信息,按照试验控制规范进行相应的操作流程控制,从而确保试验的安全运行。

在各子系统实时记录本系统运行信息的基础上,研制了试验运行信息管理子系统。该系统集中显示所有参试设备的关键信息,同时根据试验安全所设定的各子系统运行极限参数(见表 1,该参数

在健康管理子系统收集大量数据的基础上,可以按照设备的健康状态进行自动修定),将显示信息背景设定为蓝色(正常)、黄色(报警)、红色(危险),以提示操作人员注意危险情况,并发送相关信息到试验管理系统,进行语音播报,同时采取相应的操作流程控制。运行信息管理子系统还将记录整个试验运行信息,并存储典型运行信息(如所有系统正常的运行信息、某系统故障的运行信息)至数据库,为进行系统故障分析及构建设备健康管理功能积累数据^[5-12]。

表 1 某试验台安全等级划分
Tab.1 Division of safety level for a test rig

系统	信号	单位	绿色范围	黄色范围	红色范围	备注
桨叶	挥舞	N·m	0~20	20~25	—	不同桨叶模型,量值不同
	摆振	N·m	待定	待定	—	
	扭矩	N·m	待定	待定	—	
天平	M_y	N·m	0~480	480~540	540~600	扭矩
	M_x, M_z	N·m	0~100	100~200	>200	
	$\Delta cM_x, \Delta cM_z$	10^{-5}	0~±0.6	0.6~±1.2	1.2~±1.8	变化量
	F_y	N	0~12 000	12 000~13 500	13 500~1 500	拉力
	Δc_i	10^{-4}	0~±0.5	0.5~±1	1~±1.5	拉力变化量
	F_x	N	0~2 400	2 400~2 700	2 700~300	
	F_z	N	0~±1 040	1 040~1 170	1 170~1 300	
振动	A_x (天平)	g	0~0.08	0.08~0.2	>0.2	加速度
	A_z (天平)	g	0~0.08	0.08~0.2	>0.2	
	A_x (减速箱)	g	0~0.06	0.06~0.15	>0.15	
	A_z (减速箱)	g	0~0.06	0.06~0.15	>0.15	
操纵	X_i	mm	0~60	60~80	80~100	作动筒位置
	α	°	0~15	—	—	
	$\Delta\theta_c/\Delta\theta_{0.7}/\Delta\theta_s$	°	0~±1	—	—	
动力	M_1 振幅	N·m	0~300	300~500	500~550	轴弯曲动量
	M_1, \sin, \cos	N·m	0~±200	±200~±300	±300~±350	
	功率	kW	0~300	300~360	360~380	
	电机温度	°C	0~40	40~50	50~600	
	减速器温度	°C	0~35	35~50	50~70	
其他

2.2 自动安全保护措施的构建

直升机风洞试验是高转速、高风险的试验,试验中出现故障如果不能及时有效地处理,很可能造成重大损失,因此直升机风洞试验智能控制技术的构建必须建立一套能够快速及时正确处理故障的安全保护系统。设备故障的不同类,试验所采取的操作措施也不相同;其中最危险的故障处理措施是直接触发旋翼动力子系统快速停车,同时风洞停风。于是整个安全保护系统将以试验管理系统为核心构建软保护,再构建以动力系统为核心的硬保护。整个系统结构示意图如图 2 所示。软件保护部

分,一方面,运行信息管理子系统进行安全判别,以实现状态监视和实时安全保护;另一方面,参试设备健康管理子系统对设备运行信息进行后台分析,主要是指健康管理子系统在试验过程中,根据其智能算法(如专家系统、神经网络、大数据分析等),将所有参试系统的关键运行信息进行数据融合分析,甄别危险信息的发展趋势,以更好地判别试验的安全余度,并据此向试验管理系统进行不同的报警,试验管理系统根据试验运行流程和不同的危险级别进行相应的处理。硬保护部分又包含两部分,一部分是振动监视系统、速压控制系统、操纵系统、主

轴倾斜系统,通过 I/O 信号与动力系统控制 PLC 进行通信,当该系统判断自身出现了严重影响试验安全的危险故障时,通知动力系统停车,同时动力系统通知其他系统进行紧急停车。另一部分是试验操作人员和风洞试验现场监视人员根据自己的

判断,觉得情况非常危险,需要立刻进行试验停车,则可以按对应操作位置的紧急停车按钮,动力系统在停车的同时通知其他系统紧急停。这样构建多重安全保护,尽可能地保障试验的安全,避免危险情况的损失^[9-10]。

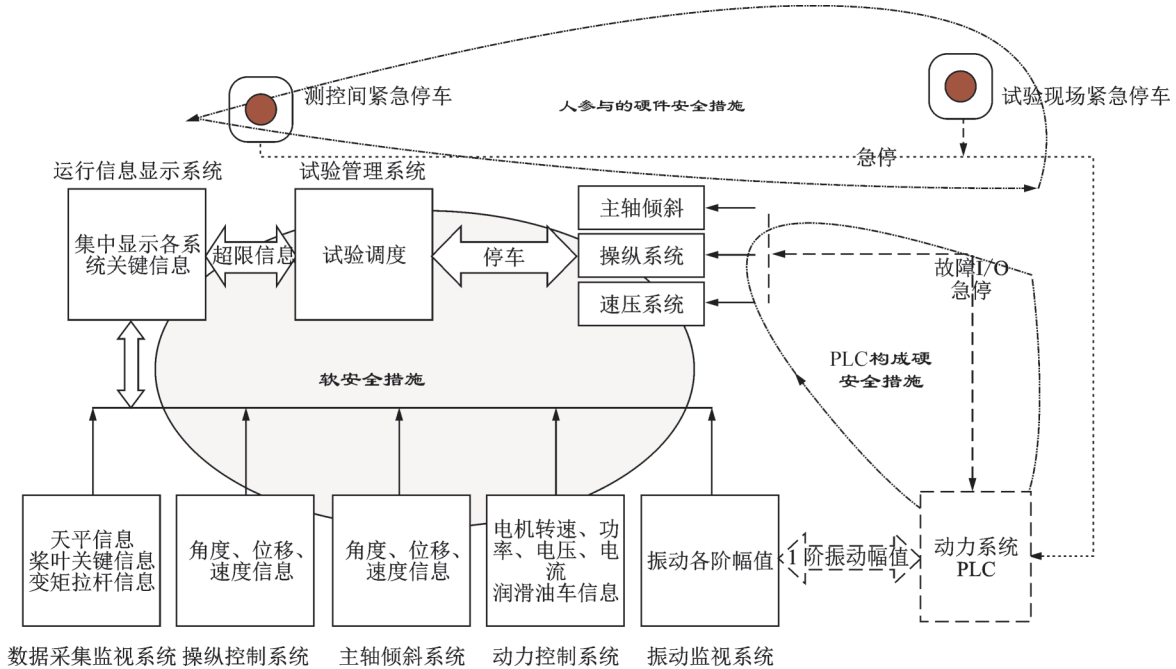


图2 直升机试验安全保护系统结构示意图

Fig.2 Structure diagram of security protection system for helicopter test

2.3 基于旋翼载荷的直升机风洞试验自动配平技术

直升机配平的过程就像是在风洞里开直升机,因此整个配平控制是一个多输入、多输出的复杂系统,涉及数据采集、操纵控制、主轴倾角控制、速压控制等多个系统,无法用准确的数学模型描述。此前直升机风洞试验配平一直采用人工操作方式进行,造成试验效率低、数据质量不稳定、劳动强度大等问题。

为了提高直升机风洞试验配平的智能水平,曾尝试采用神经网络方法进行配平,并在悬停试验中进行了调试,但由于神经网络需要学习,且学习效果影响后期数据质量。采用模糊控制原理,结合自研的专用智能算法,构建了旋翼载荷的基于模糊控制的直升机试验自动配平技术,使控制算法的可控性、适应性和合理性得到了提高。

使用模糊控制技术进行自动配平,其过程归纳如下^[3]:

(1)获得当前模型状态与配平目标的差值作为输入: $\{\Delta C_w, \Delta C_h, \Delta M_z, \Delta M_x\}$;

(2)使用隶属函数将输入数据模糊化: $\{\mu_{C_w}, \mu_{C_h}, \mu_{M_z}, \mu_{M_x}\}$;

(3)根据规则推理出模糊化的输出数据:

$$\{\mu_{\theta_7}, \mu_{\theta_c}, \mu_{\theta}, \mu_{\alpha}\};$$

(4)反模糊化得到实践的操纵数值:

$$\{\Delta\theta_7, \Delta\theta_c, \Delta\theta, \Delta\alpha\};$$

(5)重复上述过程直到达到配平目标。

模糊自动配平结构框图如图3所示。

3 应用结果分析

3.1 数据质量

在某型直升机风洞试验中,对自动配平前后的数据进行记录,如表2所示。从表中可以看出,以试验管理系统为基础开发的直升机自动配平技术的应用,使升力系数的配平精度由人工配平的1.2%提升到优于0.3%,阻力系数的误差由人工配平的低于0.000 04提升到优于0.000 005,力矩由之前的大于10 N·m提升到优于3 N·m。同时数据质量稳定性很好,重复性精度提高了一个数量级。

3.2 试验效果

直升机风洞试验中旋翼智能控制技术的构建,通过试验指令和关键试验信息共享,实现了旋翼载荷数据的实时获取与安全判别,使直升机试验参试设备有机连接在一起,减少了操作人员,加快了各

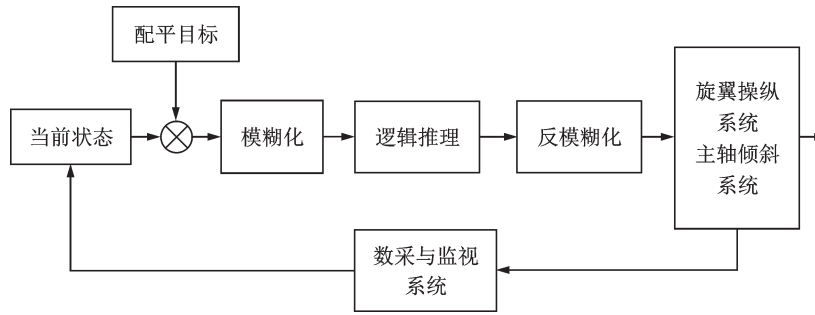


图 3 模糊自动配平结构框图

Fig.3 Fuzzy automatic trimming structure diagram

表 2 智能控制技术应用前后试验数据对比

Tab.2 Test data before and after the intelligent control technology application

序号	编号	计划数据		实际数据				时间
		$C_w(C_t)$	C_h	$C_w(C_t)$	C_h	M_x	M_z	
1	KC0019	0.011 9	—	0.011 921	—	2.108 36	20.373 43	改进前
2	KC0020	0.011 9	—	0.011 840	—	-12.455 1	13.313 52	
3	KC0021	0.011 9	—	0.011 767	—	-9.086 12	-12.153 9	
4	QCW110	0.015 0	0.000 040 6	0.015 076	0.000 002 8	-1.863 7	1.519 96	$C_t(C_w)$ 自动配平 实现后
5	QCH110	0.015 0	-0.000 088 9	0.014 998	0.000 015 0	-0.025 82	0.869 71	
6	QCW215	0.011 6	-0.000 007 57	0.011 642	-0.000 006 7	0.435	1.278 5	
7	QCH115	0.015 0	-0.000 088 9	0.015 029	-0.000 084	-1.182	2.783	
8	DCW110	0.008 578	0.000 113	0.008 591	0.000 108	1.708 835	-1.265 02	C_h 自动配平实现 后
9	DCW115	0.008 578	0.000 113	0.008 58	0.000 109	0.848 52	-3.344 58	
10	DCW210	0.006 862	0.000 113	0.006 877	0.000 114	2.749 898	1.213 209	
11	DCW215	0.006 862	0.000 113	0.006 851	0.000 108	2.679 442	-2.766 82	
12	DH1210	0.008 578	0.000 104	0.008 581	0.000 096	0.974 862	1.1517 56	
13	DH1215	0.008 578	0.000 092	0.008 561	0.000 104	2.872 893	1.394 861	

系统之间的信息沟通与安全保护。多重软/硬安全保护措施的构建,提高了试验系统的安全性,降低了对试验操作人员熟练程度及劳动强度的要求。自动配平技术的实现,使旋翼配平平均时间由 87 s 减少到 27 s,这样每次起停试验(直升机试验要求试验台工作 30 min 必须停车检查模型)完成的试验点数由 10 个点增加到 30 个点。

4 结 论

经过多年的不断改进提高,持续将智能控制技术应用到直升机风洞试验中,采用软件/硬件相结合的方式使风洞试验的安全可靠性得到了大幅度提高;构建了直升机风洞试验旋翼载荷智能配平技术,使操纵人员劳动强度得以大幅度降低,同时试验数据的质量和试验效率也得到了很大改善。

目前该项技术不仅在直升机单旋翼风洞试验中得到成熟应用,并已在共轴刚性旋翼风洞试验中进行了推广,后期将在倾转旋翼风洞试验中进行技术推广。笔者将进一步完善风洞试验设备健康管理系统的智能化水平,同时在风洞试验数据的实时

评估技术方面投入研究,确保试验的安全可靠、高效运行和获取高质量的试验数据。

参考文献:

[1] 黄明其. 直升机风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
HUANG Mingqi. Wind tunnel test of helicopter[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014.

[2] 李建强, 彭先敏, 章贵川. 基于神经网络的直升机风洞试验自动配平控制系统[J]. 测控技术, 2004, 23(10): 28-30.
LI Jianqiang, PENG Xianmin, ZHANG Guichuan. Automatic trimming control system based on neural network for helicopter W. T test [J]. Measurement & Control Technology, 2004, 23(10): 28-30.

[3] 安宁, 邱玮炜, 戚烜. 智能控制综述[J]. 技术与市场, 2010, 17(5): 10-11.
AN Ning, QIU Weiwei, QI Xuan. Survey of intelligent control [J]. Technology and Market, 2010, 17(5): 10-11.

[4] 晋荣超, 刘忠华, 李明, 等. 基于测控局域网集散系统的试验管理软件研制[J]. 流体力学实验与测量,

- 2003, 17(4): 89-91.
- JIN Rongchao, LIU Zhonghua, LI Ming, et al. The development of test management software based on centralized distributed measurement and control LAN [J]. *Experiment and Measurements in Fluid Mechanics*, 2003, 17(4): 89-91.
- [5] 刘静, 贾民平. 基于数据库技术的坦克故障诊断专家系统[J]. *机械工程与自动化*, 2006(1): 68-70.
- LIU Jing, JIA Minping. Fault diagnosis expert system of tank based on database technology [J]. *Mechanical Engineering & Automation*, 2006(1): 68-70.
- [6] 包健, 刘晓蕾. 基于信息融合技术的电梯控制系统故障诊断[J]. *计算机应用研究*, 2011, 28(3): 870-876.
- BAO Jian, LIU Xiaolei. Fault diagnosis of elevator control system based on information fusion [J]. *Application Research of Computers*, 2011, 28(3): 870-876.
- [7] 宋平, 王超, 霍伟华. 基于自动测试的故障诊断专家系统[J]. *信息与电脑*, 2011(2): 30-31.
- [8] 王洪元, 史国栋, 符彦惟, 等. 数据挖掘技术在故障诊断中的应用[J]. *江苏石油化工学院学报*, 2001, 13(4): 42-44.
- WANG Hongyuan, SHI Guodong, FU Yanwei, et al. Data mining technique and its application in fault diagnosis [J]. *Journal of Jiang Su Institute of Petrochemical Technology*, 2001, 13(4): 42-44.
- [9] 罗霄峰, 罗万伯. 改进的安全策略评价管理决策图 [J]. *四川大学学报(工程科学版)*, 2016, 48(4): 123-128.
- LUO Xiaofeng, LUO Wanbo. Improved decision diagrams for security policy evaluation and management [J]. *Journal of Sichuan University (Engineering Science Edition)*, 2016, 48(4): 123-128.
- [10] 谭娟, 赵斐. 卫星遥感影像的安全控制策略研究[J]. *测绘科学*, 2013, 38(4): 5-9.
- TAN Juan, ZHAO Fei. Research on security-control strategy of satellite remote-sensing image [J]. *Science of Surveying and Mapping*, 2013, 38(4): 5-9.
- [11] 吉晨, 石勇, 戴明, 等. 基于及虚拟化环境的可信多级安全容器机制[J]. *计算机应用研究*, 2017, 34(6): 1770-1773.
- JI Chen, SHI Yong, DAI Ming, et al. Trusted multi-level security container mechanism based on lightweight virtualization environment [J]. *Application Research of Computer*, 2017, 34(6): 1770-1773.
- [12] 杨保香, 韩斌慧. 汽车电控液压制动系统控制策略模型及仿真研究[J]. *自动化与仪器仪表*, 2017(3): 87-90.
- [13] 章卫国, 杨向忠. 模糊控制理论与应用[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2004.
- ZHANG Weiguo, YANG Xiangzhong. Fuzzy control theory and application [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2004.

(编辑: 胥橙庭)