

南京航空航天大学
论文集

(二〇一〇年) 第1册

航空宇航学院

(第1分册)

南京航空航天大学科技部编

二〇一一年五月



NUAA2011039758

Z427
1033 (2010)-A

航空宇航学院

011~012



2011039758

航空宇航学院2010年学术论文清单 (0111)

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	出版时间
1	赵灿峰 顾仲权	硕士 教授	0111 0111	直升机结构响应频域自适应控制的试验研究	振动工程学报	2010. 23. 01	2010. 02
2	赵灿峰 顾仲权	硕士 教授	0111 0111	直升机结构响应自适应控制的频域双LMS法	振动与冲击	2010. 29. 05	
3	马旭东 陆洋	硕士 教授	0111 0111	电控旋翼桨距自校正控制仿真研究	中国制造业信息化	2010. 39. 07	
4	夏鹤鸣 陆洋	硕士 教授	0111 0111	改进型电控旋翼桨距控制的建模与仿真	计算机仿真	2010. 27. 02	2010. 02
5	赵鑫 陆洋	硕士 教授	0111 0111	电控旋翼直升机飞行动力学建模及参数分析	二十六届全国直升机年会		2010. 08
6	洪亮 陆洋	硕士 教授	0111 0111	Simulation of Adaptive Blade Pitch Control for Electrically Controlled Rotor	International Conference on Intelligent Systems Design and Engineering Application		
7	郝慧超 陆洋	硕士 教授	0111 0111	基于积分分离PID的电控旋翼电磁作动器控制仿真	二十六届全国直升机年会		2010. 08
8	洪亮 陆洋	硕士 教授	0111 0111	电控旋翼桨距时域自适应控制仿真	二十六届全国直升机年会		2010. 08
9	史勇杰 招启军 徐国华	讲师 教授 教授	0111 0111 0111	旋翼桨-涡干扰气动特性计算及参数影响研究	航空学报	2010. 31. 06	2010. 06
10	史勇杰 招启军 徐国华	讲师 教授 教授	0111 0111 0111	旋翼非定常平行桨-涡干扰流场的数值模拟	空气动力学学报	2010. 28. 03	2010. 06
11	高卓飞 胡立凡 唐正飞	硕士 硕士 副教授	0111 0111 0111	微型共轴双旋翼气动性能计算分析研究	二十六届全国直升机年会		2010. 08
12	唐正飞 何瑞恒 张银辉	副教授 硕士 硕士	0111 0111 0111	An Experimental investigation of the cross-flow fan for airfoil flow control	Heli Japan2010, AHS International Meeting on Advanced Rotorcraft Technology and Safety Operations		2010. 11
13	刘成 朱佳霖 唐正飞	硕士 硕士 副教授	0111 0111 0111	基于CFD/CSD耦合算法的旋翼悬停状态气弹特性分析	二十六届全国直升机年会		2010. 08
14	朱佳霖 刘成 唐正飞	硕士 硕士 副教授	0111 0111 0111	基于物理光学法的武装直升机RCS计算与分析	二十六届全国直升机年会		2010. 08
15	胡立凡 刘国强 唐正飞	硕士 硕士 副教授	0111 0111 0111	桨叶结冰对旋翼气动特性影响的计算	二十六届全国直升机年会		2010. 08
16	刘国强 高卓飞 唐正飞	硕士 硕士 副教授	0111 0111 0111	悬停状态下旋翼桨叶的气动外形优化设计	二十六届全国直升机年会		2010. 08
17	张银辉 唐正飞 高卓飞	硕士 硕士 副教授	0111 0111 0111	横流风扇的无尾桨直升机尾梁流场CFD分析	二十六届全国直升机年会		2010. 08
18	王阳 宋辰瑶 徐国华	博士 博士 教授	0111 0111 0111	直升机飞行参数对起降过程中旋翼桨-涡干扰噪声影响的分析	空气动力学学报	2010. 28. 03	
19	宋辰瑶 王阳 徐国华	博士 博士 教授	0111 0111 0111	旋翼前后行侧桨-涡干扰噪声辐射特性	南京航空航天大学学报	2010. 28. 06	
20	夏青元 徐锦法	博士 教授	0111 0111	无人机舵回路及其新型控制策略设计和应用	南京航空航天大学学报	2010. 42. 06	
21	蒋鸿翔 徐锦法	博士 教授	0111 0111	新型复合式无人直升机悬停/着陆控制	航空学报	2008. 29. 增刊	
22	沈俊 徐锦法	硕士 教授	0111 0111	变转速共轴旋翼载荷计算模型研究	26届全国直升机年会论文集		2010. 08

23	夏青元 徐锦法	博士 教授	0111 0111	多组共轴旋翼无人飞行器控制与航电设计	26届全国直升机年会论文集		2010.08
24	尹彦清 徐锦法	硕士 教授	0111 0111	基于神经网络的动态逆控制器设计与实现	26届全国直升机年会论文集		2010.08
25	王昌刚 徐锦法	硕士 教授	0111 0111	无人直升机控制系统与CAN通信	26届全国直升机年会论文集		2010.08
26	张梁 徐锦法	博士 教授	0111 0111	用于无人直升机着陆控制验证的地面模拟驱动系统设计	26届全国直升机年会论文集		2010.08
27	尹协文 徐锦法	硕士 教授	0111 0111	小型无人直升机动力学建模与控制律设计	26届全国直升机年会论文集		2010.08
28	叶靓 招启军 徐国华	博士 教授 教授	0111 0111 0111	一种适用于旋翼涡流场计算的非结构自适应嵌套网格方法	空气动力学学报	2010.28.03	
29	尚克明 招启军 赵国庆 万俊明	助理工 程师 教授 博士 博士	0111 0111 0111	直升机旋翼翼型及桨叶气动外形反设计分析	南京航空航天大学学报	2010.28.05	
30	徐广 招启军 王博 徐国华 高延达	博士 教授 博士 教授	0111 0111 0111	先进直升机旋翼悬停状态气动性能计算	航空学报	2010.31.09	
31	李攀 陈仁良	讲师 教授	0111 0111	A Mathematical model for helicopter comprehensive analysis	Chinese Journal of Aeronautics	2010.23.03	
32	李攀 陈仁良	讲师 教授	0111 0111	旋翼桨尖涡模型及其在自由尾迹分析中的影响	航空学报	2010.31.08	2010.08
33	李攀 陈仁良	讲师 教授	0111 0111	直升机急拉杆机动飞行仿真建模与验证	航空学报	2010.31.12	2010.12
34	吴伟 陈仁良	博士 教授	0111 0111	直升机机动飞行新分析方法	南京航空航天大学	2010.42.06	2010.12
35	吴伟 陈仁良	博士 教授	0111 0111	直升机悬停状态全耦合飞行动力学模型辨识方法	航空学报	2011.32.02	2011.2.25

航空宇航学院2010年学术论文清单 (0112)

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	出版时间
1	周新春 昂海松	博士: 教授	0112 0112	前后双扑翼水平距离及相位差对气动特性的影响	计算力学学报	2010. 27. 04	2010. 08
2	李琦 昂海松	硕士: 教授	0112 0112	智能结构在微型飞行器中的应用研究	无人机	2010. 1. 25-27	
3	詹国强 昂海松	硕士: 教授	0112 0112	仿蝴蝶微型飞行器的非定常气动特性研究	尖兵之翼-第三届中国无人机大会论文集201-209		
4	吴健 昂海松	硕士: 教授	0112 0112	可变性折叠翼微小飞行器的气动布局设计	尖兵之翼-第三届中国无人机大会论文集210-214		
5	马建 薛彩军 邓亚权 王宏	硕士: 副教授 硕士: 硕士:	0112 0112 0112 0112	起落架结构疲劳寿命预测技术研究	机械科学与技术	2010. 29. 01	2010. 02
6	王宏宪 薛彩军 聂宏	硕士: 副教授 教授	0112 0112 0112	飞机起落架收放疲劳试验系统设计及应用	实验力学	2010. 25. 02	2010. 04
7	安红辉 薛彩军 聂宏	硕士: 副教授 教授	0112 0112 0112	飞行器着陆动力学综合试验系统设计	中国振动工程协会 2010年现代振动与噪声技术会议		
8	刘冰 薛彩军 谭伟	硕士: 副教授 硕士:	0112 0112 0112	An Improved PSO Algorithm and Its Application to Structural Fatigue Life Optimization	2010 International conference on intelligent computation technology and automation		
9	王宏 薛彩军 姜文涛	硕士: 副教授 硕士:	0112 0112 0112	fuzzy fatigue reliability analysis for a landing gear structure	third international joint conference on computational sciences and optimization		
10	邓亚权 薛彩军 许远	硕士: 副教授 硕士:	0112 0112 0112	structural fatigue life optimization based on metamodels	third international joint conference on computational sciences and optimization		
11	胡添元 余雄庆	博士: 教授	0112 0112	面向多学科设计优化的模型生成器	机械科学与技术	2010. 29. 08	2010. 08
12	胡添元 余雄庆	博士: 教授	0112 0112	基于分布/并行计算框架求解多学科设计优化问题	航空计算技术	2010. 40. 02	2010. 03
13	沈琼 余雄庆 湛岚	博士: 教授 硕士:	0112 0112 0112	运输机机翼外形和吊舱位置一体化优化方法	航空工程进展	2010. 01. 01	2010. 02
14	张明 聂宏 朱如鹏	讲师 教授 教授	0112 0112 05	基于虚拟样机技术的飞机地面运动多学科协同仿真	中国机械工程	2010. 21. 10	
15	张明 聂宏 朱如鹏	讲师 教授 教授	0112 0112 05	Stochastic Optimal Control of Flexible Aircraft Taxiing at Constant or Variable Velocity	Nonlinear Dynamics	2010. 62. 1-2	
16	廉伟 姚卫星	博士: 教授	0112 0112	Fatigue life prediction of composite laminates by FEA simulation method	International Journal of Fatigue	2010. 32. 01	
17	黄爱凤 姚卫星	博士: 教授	0112 0112	估算YB-3有机玻璃蠕变疲劳寿命的时间寿命分数法	南京航空航天大学学报	2010. 42. 03	
18	王长江 姚卫星	博士: 教授	0112 0112	引入三参数S-N曲线的DFR法	南京航空航天大学学报	2010. 42. 03	
19	谢金标 姚卫星	硕士: 教授	0112 0112	基于光滑件疲劳强度分散性估算方法	南京航空航天大学学报	2010. 42. 03	
20	谢金标 姚卫星	硕士: 教授	0112 0112	建立P-S-N曲线的双加权最小二乘法	实验力学	2010. 25. 05	
21	谢金标 姚卫星	硕士: 教授	0112 0112	疲劳S-N曲线拟合的双加权最小二乘法	宇航学报	2010. 31. 06	
22	包洪兵 姚卫星	硕士: 教授	0112 0112	基于参数估计区间的应力-强度干涉模型	机械科学与技术	2010. 29. 02	
23	包洪兵 姚卫星	硕士: 教授	0112 0112	一种包含模糊 μ 区间的统一混合可靠性模型	航空工程进展	2010. 01. 01	
24	张成成 姚卫星	硕士: 教授	0112 0112	一种新的多轴高周疲劳寿命预测模型	力学学报	2010. 42. 06	
25	孙海龙 姚卫星	硕士: 教授	0112 0112	区间数排序方法评述	系统工程学报	2010. 25. 03	

航空宇航学院2010年学术论文清单 (0121)

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	出版时间
1	蒲赛虎 陈红全	博士 教授	0121 0121	处理动边界问题的无网格/直角网格混合算法	南京航空航天大学学报	2010. 42. 04	2010. 08
2	王红 陈红全	博士 教授	0121 0121	A Study of Gridless Method with Dynamic Clouds of Points for Solving Unsteady CFD Problems in Aerodynamics	International Journal for Numerical Methods in Fluids	2010. 64	
3	陈永亮 沈宏良	讲师 教授	0121 0121	基于模型参考逆方法的鲁棒控制律设计研究	飞行力学	2010. 28. 06	2010. 12
4	顾蕴松 李斌斌 程克明	教授 博士 教授	0121 0121 0122	斜出口合成射流激励器横流输运特性与边界层控制	航空学报	2010. 31. 02	2010. 02
5	白亚磊 明晓	博士 教授	0121 0121	七孔探针可压缩流场测量研究	实验力学	2010. 25. 06	
6	白亚磊 明晓	博士 教授	0121 0121	带涡襟翼翼型流场的数值模拟	计算力学学报	2010. 27. 04	
7	白亚磊 明晓	博士 教授	0121 0121	Experimental Investigation of Lift Enhancement on a NACA0012 Wing Using Flow deflector	Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology		
8	秦波	副研究员	0121	Nonlinear property of slightly compressible media permeated with air-filled bubble	Frontiers of Physics in China	2009. 04. 01	2009. 03
9	秦波 张强	副研究员 高工	0121 0121	涡环相互穿梭产生的声及频谱特性	空气动力学学报	2010. 28. 03	2010. 06
10	胡萌辉 沈宏良	硕士 教授	0121 0121	基于模型跟踪的弹性飞行器鲁棒控制律设计	飞行力学	2010. 28. 04	2010. 08
11	史志伟 吴根兴 黄达	副研究员 教授 研究员	0121 0121 0122	基于大振幅谐波运动的非定常气动模型风洞实验验证	空气动力学学报	2010. 28. 06	2010. 12
12	史志伟 刘志强 丁超	副研究员 学生 学生	0121 0121 0121	柔性翼微型飞行器水平阵风响应特性实验研究	实验流体力学	2010. 24. 06	2010. 12
13	王峥华 史志伟	硕士 副研究员	0121 0121	基于状态空间法的横航向非定常气动力建模	飞行力学	2010. 28. 06	2010. 12
14	史志伟 丁超 王? 瑜	副研究员 学生 学生 学生	0121 0121 0121	基于油膜干涉法的表面摩擦应力测量技术研究	第八届全国流动显示学术会议		
15	史志伟 刘志强 丁超	副研究员 学生 学生	0121 0121 0121	柔性翼微型飞行器水平阵风响应特性试验研究	第三届中国无人机大会		
16	范本根 史志伟	硕士 副研究员	0121 0121	几种构型的等离子体启动激励器的集合参数研究	第八届全国实验流体力学会议		
17	陈林 唐登斌	博士 教授	0121 0121	Evolution of the ring-like vortices and spike structure in transitional boundary layers	Science in China, Physics, Mechanics & Astronomy	2010. 53. 03	2010. 03
18	陈林 唐登斌	博士 教授	0121 0121	Numerical Simulation of Free vortex with Modified Navier-Stokes Characteristic Boundary Conditions	Modern Physics Letters B	2010. 24. 13	
19	郭欣 唐登斌	博士 教授	0121 0121	Nonlinear Stability of Supersonic Nonparallel Boundary Layer Flows	Chinese Journal of Aeronautics	2010. 23	
20	陈林 唐登斌	博士 教授	0121 0121	Navier-Stokes Characteristic Boundary Conditions for Simulations of Some Typical Flow	Applied Mathematical Sciences	2010. 04. 18	
21	唐智礼	副教授	0121	Lift maximization with uncertainties for the optimization of high-lift devices	International Journal For Numerical Methods in Fluids	2010	
22	唐智礼	副教授	0121	Uncertainty based robust optimization in aerodynamics	Modern Physics Letters B	2009. 23. 03	2009. 01

23	唐智礼	副教授	0121	Lift maximization with uncertainties for the optimization of high-Lift devices using Multy-Criterion Evolutionary Algorithms	2009 IEEE Congress on Evolutionary Computation		2009.05
24	王成鹏 张?元	福研究员 教授	0122 外单位	管内激波串振荡和壁面脉动压力特性	实验流体力学	2010.24.05	
25	王江峰 刘晨 伍贻兆	教授 学生 教授	0121 0121 0121	Numerical Simulation of Spray Atomization in Supersonic Flow	Modern Physics Letters B	2010.24.13	
26	张向洪 王江峰 伍贻兆	博士 教授 教授	0121 0121 0121	Turbulence Models for Accurate Aerothermal Prediction in Hypersonic Flows	Modern Physics Letters B	2010.24.13	
27	王芳 王同光	硕士 教授	0121 0121	基于涡尾迹方法的风力机非常气动特性计算	太阳能学报	2009.30.09	
28	闫再友 Jun Zhang Weijing Ye T. X. Yu	副教授	0121	Fast BEM Analysis of Porous Solids	AIP Conference Proceedings	2010.1223.01	
29	闫再友 Jun Zhang Weijing Ye T. X. Yu	副教授	0121	Numerical characterization of porous solids and performance evaluation of theoretical models via the precorrected-FFT accelerated BEM	CMES: Computer Modeling in Engineering and Sciences	2010.55.01	
30	闫再友	副教授	0121	Simulation of acoustic scattering by the fast BEM approach	9th International Conference on Hydrodynamics		2010.10
31	闫再友	副教授	0121	Simulation of acoustic scattering by the fast BEM approach	Journal of Hydrodynamics	2010.22.05	
32	王国陈 李晓林 赵宁	硕士 教授 教授	0121 0121 0121	多介质碰撞问题的界面追踪法	北京理工大学学报	2010.30.05	2010.05
33	刘剑明 赵宁 胡偶 王东红	硕士 教授 博士 博士	0121 0121 0121 0121	自适应笛卡尔网格Ghost Cell方法研究	空气动力学学报	2010.28.01	2010.02
34	周春华	教授	0121	可压流数值模拟中当地DFD方法的改进和应用	计算力学学报	2010.27.05	2010.10
35	欧阳绍强 刘学强			ADAPTIVE FLOW SOLUTION BASED ON MATAIX ERROR	南京航空航天大学学报 (英文版)	2010.27.03	2010.09
36	欧阳绍强 刘学强			飞机背负任务系统后横侧气动特性及改进措施数值分析	南京航空航天大学学报	2010.42.06	2010.12
37	吕为 顾蕴松 程克明			新型双出口合成射流激励器的流场特征研究	实验流体力学	2010.24.05	2010.10
38	韩志熔 陆志良 郭同庆 陈迎春			一种三维结构网格并行算法	航空计算技术	2010.40.06	2010.11
39	伍贻兆 田书玲 夏健			基于非结构动网格的非定常流数值模拟方法	航空学报	2011.32.01	2011.1.25
40	谭玉婷 伍贻兆 田书玲			基于DES的二维和三维空腔流动特性研究	航空计算技术	2010.40.01	2010.01
41	顾宁 陆志良 张家齐 郭同庆			基于CFD的记忆定风响应计算			
42	王志坚 伍贻兆 林敬周			火箭级间分离喷流干扰数值模拟与风洞试验研究	空气动力学学报	2010.28.02	2010.04

直升机结构响应频域自适应控制的试验研究*

赵灿峰, 顾仲权

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘要: 降低直升机的振动水平一直是直升机研制过程中最为关键的技术问题之一。基于直升机全局模型的结构响应频域主动控制方法, 采用自行研制的数字信号处理(DSP)测控软件进行了多输入多输出的试验研究。在对控制通道频响矩阵的在线识别上分别采用了卡尔曼(Kalman)滤波法和最小均方法(LMS), 重点探讨了权矩阵、识别量初始值等对控制效果的影响, 并对两种识别方法进行了对比, 得出了有价值的结论, 为真实工程应用中方法以及对应参数的选择提供参考和依据。

关键词: 频域主动控制; 数字信号处理; 卡尔曼滤波; 最小均方法; 试验研究

中图分类号: V 275. 1; TB 535 **文献标识码:** A **文章编号:** 1004-4523(2010)01-0012-07

引言

结构响应主动控制(ACSR)是目前国内外直升机工程界广泛关注的一项高新技术。该技术是根据系统在线运行中获得有关信息, 识别出控制通道特性参数并给出有效的控制, 使受控对象的振动减小。在ACSR的研究方法上, 主要有时域法和频域法, 前者以滤波器的形式建立实际控制通道和控制器的数学模型, 在线识别控制通道数学模型与确定最优控制器参数, 国内研究这种方法^[1], 采用基于FX-LMS的前馈控制算法; 而后者是先将传感器测得的信号进行FFT变换, 在频域内进行控制通道和外扰力响应的识别及控制律的优化设计, 再把控制输出通过IFFT变换到时域, 该方法在国外研究较多^[2,3], 国内对它的研究刚刚起步, 试验研究尚未开始。时域法控制更新速率快, 但识别参数过多, 且对信号波动较敏感, 需要外加的与外扰相关的参考信号和与外扰不相关的随机识别信号; 而频域法识别参数少, 能对信号起“平均”作用, 不需外加的参考信号和随机识别信号, 但控制更新速率相对较慢。在频域法的试验研究上, 国外最先用在直升机“高阶谐波控制”的风洞模型振动控制试验^[4], 其基本技术一直沿用至今^[5], 但多对应于“局部模型”, 这种模型是假设相邻两时间段的无控响应不变, 但是根据飞行实测数据可知该模型并不准确。本文的控制对象是更为准确的直升机“全局模型”, 在线参数识别方法除Kalman

滤波法外, 还研究与比较了LMS法, 分别针对自由-自由梁和直升机动力学相似模型进行试验研究。试验采用SEED-DEC33嵌入式DSP控制器、自行研制的DSP测控软件与电磁式惯性型作动器。该试验为实际工程应用奠定基础。

1 ACSR全局模型控制方案

作用于桨叶上的交变气动力和力矩是直升机飞行中的主要振源, 其中频率为 $N\Omega$ (N 为桨叶片数, Ω 为旋翼转速)的成分占绝大比重。ACSR的任务就是降低该频率成分的振动水平。整个频域控制流程如图1所示。外扰(旋翼经桨毂传递下来的力和力矩)引起机身振动响应 z_0 (主通过频率 $N\Omega$ 的成分为主), 作动器作用引起机身振动响应 y , 传感器测得两者的合振动水平 z , DSP系统由测得的数据对控制通道频响矩阵和外扰响应幅进行识别, 算出最优控制电压输入给作动器工作。在实际应用上基本都是旋翼每转一周更新一次控制电压。

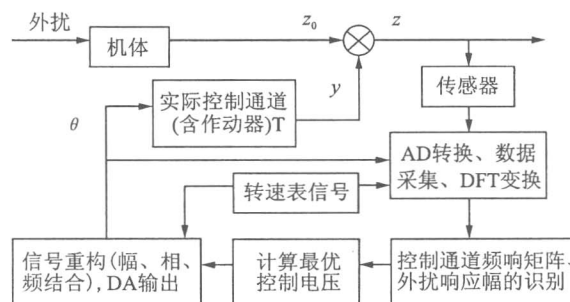


图1 ACSR频域控制流程图

* 收稿日期: 2009-04-02; 修订日期: 2009-10-09

在频域内,控制量与直升机机体响应之间的关系可写成(即直升机全局模型)^[6]

$$z_i = z_{0i} + T \theta \quad (1)$$

式中 z_{0i} 为无控时机体被测点的复响应幅, z_i 为有控时机体被测点的复响应幅, θ 为给作动器输入电压的复控制幅, T 为控制通道频响矩阵。各个量均可用某特定频率的正弦余弦谐波分量表示。下标 i 为第 i 时间段(相当于第 i 转)。

根据振动、控制和控制增量的均方加权,采用二次确定性性能目标函数

$$J_i = z_i^T W_z z_i + \theta^T W_\theta \theta + \Delta \theta^T W_{\Delta\theta} \Delta \theta \quad (2)$$

式中 对角权矩阵 W_z 限制响应振幅, 对角权矩阵 W_θ 限制控制幅, 对角权矩阵 $W_{\Delta\theta}$ 限制控制幅变化率。令 $\partial J_i / \partial \theta = 0$, 可得到使 J_i 最小的最优控制电压 θ

$$\theta = - (T_i^T W_z T_i + W_\theta + W_{\Delta\theta})^{-1} T_i^T W_z z_{0i} + (T_i^T W_z T_i + W_\theta + W_{\Delta\theta})^{-1} W_{\Delta\theta} \theta_{i-1} \quad (3)$$

可采用LM S法和Kalm an滤波法对控制通道频响矩阵以及无控响应幅进行识别。

LM S法中需识别量 T' 的更新迭代公式为

$$T'_{i+1} = T'_i + \mu \Theta (Z_i - \Theta T'_i) \quad (4)$$

式中 μ 为与 T' 同维数的对角阵, 每个对角元素影响控制算法稳定性和收敛速度, 根据具体问题可取不同的值。 T' 为含 T 与 z_0 的矩阵^[7]。

Kalm an滤波法中 T' 的更新迭代公式为

$$K_i = (P_i + Q_i) \Theta^T [\Theta (P_i + Q_i) \Theta^T + R_i]^{-1} \quad (5)$$

$$T'_{i+1} = T'_i + K_i (Z_i - \Theta T'_i) \quad (6)$$

$$P_{i+1} = (I - K_i \Theta) P_i (I - K_i \Theta)^T + K_i R_i K_i^T \quad (7)$$

式中 R_i, Q_i 分别为系统噪声和量测噪声的方差矩阵, P_i 为识别误差的协方差矩阵。

2 试验方案设计

受控对象为自由-自由梁与机体动力学相似模型两种(在激励频率附近, 前者的模态比较单一, 后者模态较复杂, 存在更多的耦合), 可较全面地检验整个控制算法的适用性。为了使试验方案与实际工程更为贴近, 要考虑如下问题:

(1) 由于真实直升机机身振动以主通过频率的成分为主, 故采用单频激励。

(2) 真实直升机转速表的方波信号中每转的方波数是固定不变的, 但能跟踪外激励频率的变化, 利用该信号可作为AD 采样开始、傅立叶分析和控制更新的基准。

(3) 试验过程要经历时频、频时转换。采样得到

的加速度响应为离散时域值, 而控制算法用频域值计算, 给出的结果也是频域值, 但输出到作动器的控制信号则要求是时域值。因此对采样值进行离散傅立叶分析的开始时刻、控制量输出的开始时刻在“相位”上都要协调一致。需要一个“触发”基准, 以保证上述“相位”协调一致。

(4) 等待时间的确定。每次更新控制后, 系统输出响应会有一个过渡过程才能进入稳态。等待时间的长短会直接影响参数识别和控制的效果, 如果取得太短, 即在瞬态输出衰减过程中就进行采样, 这样显然会给谐波分析带来误差, 影响识别结果和控制效果; 如果取得太长, 则不能快速达到较好的控制效果, 实时性不好。因此, 它的确定需要权衡上述利弊, 并与系统阻尼特性、控制量的变化量有关。在本试验中, 取一个激励周期为等待时间。

(5) 合理分配等待时间、采样时间和计算时间。在试验中, 这3个时间依次各取一个激励周期。其中计算时间要综合考虑算法的计算量和硬件的运算速度、存储容量等。

根据上述考虑, 采用美国国家仪器(NI)有限公司的U SB6221 多功能卡同时产生两路信号, 一路为正弦信号, 经过功率放大器驱动激振器(模拟外扰), 从而引起试验对象(受控对象)的振动; 另一路是与正弦信号频率相匹配的方波信号来模拟真实直升机的转速表信号, 该信号作为AD 通道的一路, 被DSP 系统采集, 作为判断基准。

用多个加速度传感器来测量被控点的振动加速度信号, 经过信号调理器和带通滤波器进入AD, DSP 系统对控制通道频响矩阵及外扰响应幅进行识别, 计算出频域最优控制电压, 转化到时域后经DA 输出到功率放大器, 驱动装在受控对象的作动器上。试验设计方案如图2所示。图3为机体动力学相似模型试验现场。自由-自由梁与机体动力学相似模型的传感器、作动器和激振点的位置如图4所示。

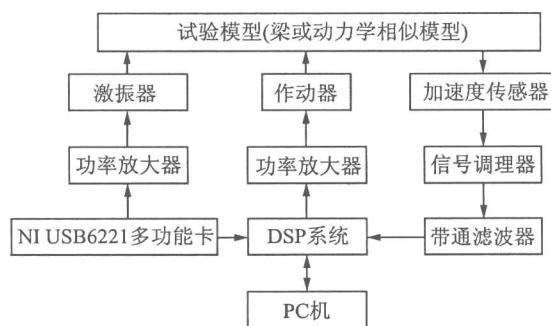


图2 试验设计方案图

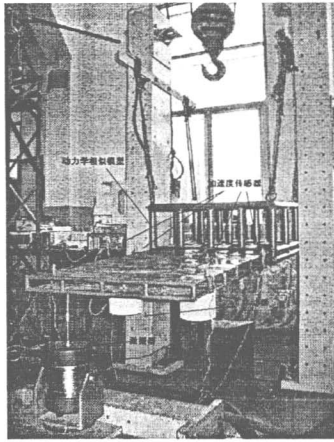


图3 机体动力学相似模型试验现场图

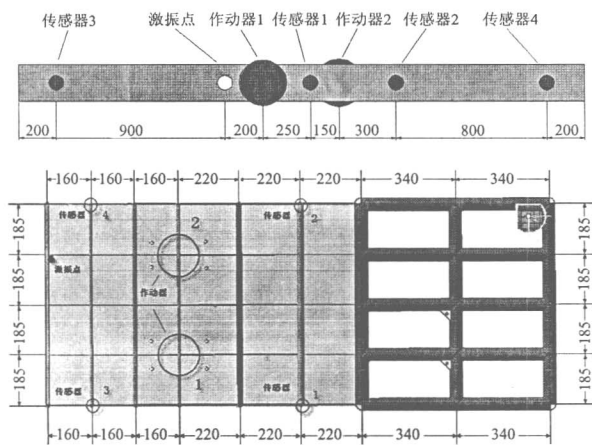


图4 梁与动力学相似模型各主要部件位置简图(单位: mm)

3 试验结果与分析

某真实直升机主通过频率为 3Ω (Ω 为旋翼转速), 即每一转测得的加速度响应值在时域上为 3 个周期的正弦信号, 而旋翼每旋转一次转速表会产生 24 个方波。为模拟该情形, 对于梁模型, U SB 6221 多功能卡同时产生频率为 12 Hz 的正弦信号(即外部激振)和 96 Hz 的方波信号(即转速信号); 对于动力学相似模型, U SB 6221 多功能卡同时产生频率为 19.53 Hz 的正弦信号和 156.24 Hz 的方波信号。DSP 采样频率设置为方波频率的 2.5 倍, 以保证一个方波的顶部和底部各能采正弦波的一个点, 这样一个正弦波可采 16 个点。每转更新一次控制电压, 为了采集稳态响应量, 先等待 $1/3$ 转(即一个正弦波), 接着采集 $1/3$ 转的加速度响应, 最后 $1/3$ 转用来参数识别和计算下一转的控制电压。对于两种模型, 先离线测得对应频率的频响矩阵和无控响应, 以此

作为识别量的初值, 以加快控制开始阶段的收敛速度及防止过大的突然“冲击”。

3.1 自由-自由梁

梁长 3 000 mm, 宽 60 mm, 高 20 mm, 材料为钢, 质量为 26.8 kg。自行研制的电磁式惯性型作动器单个作动块质量为 0.46 kg。梁的前 3 阶弯曲模态频率为 11.9, 35, 61 Hz。

3.1.1 采用 LMS 法在线识别

单入单出情况。取 $W_z = \text{diag}(45.0, 45.0)$, $W_\theta = \text{diag}(0.05, 0.05)$, $W_{\Delta\theta} = \text{diag}(6.0, 6.0)$, $\mu = \text{diag}(0.05, 0.05, 0.05, 0.05)$, 控制和识别结果如图 5 所示。由图可见, 目标函数与无控时相比减少了约 65%, 加速度幅值减少了约 60%。目标函数在开始控制时有上升, 识别结果(共 4 个识别量, 前两个为频响函数实部虚部, 后两个为无控加速度响应幅实部虚部)与“真实值”有差距, 其中前两个波动较大。以此组参数为基准。

(1) 保持其他不变, 减少 W_z 中元素到 30.0, 目标函数收敛值加大, 加速度幅值收敛值加大, 但控制电压和识别量收敛值基本不变。

(2) 保持其他不变, 增大 W_z 中元素到 55.0, 目标函数和控制电压收敛值基本不变, 加速度幅值收敛值稍微减小, 对于频响函数的识别变化不大, 但对无控响应的识别变好。

(3) 保持其他不变, 减少 $W_{\Delta\theta}$ 中元素到 1.0, 整个控制结果和识别结果由开始的稳定到逐渐发散。

(4) 保持其他不变, 增大 $W_{\Delta\theta}$ 中元素到 10.0, 整个控制效果无太大变化, 无控响应的识别较好。

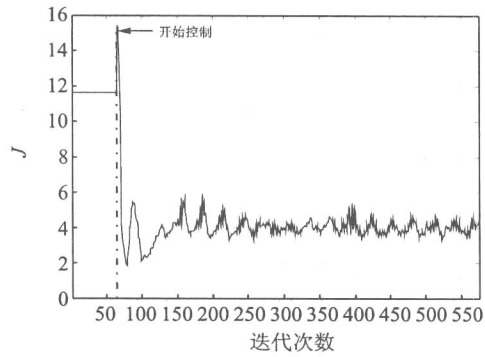
(5) 保持其他不变, 减少 μ 中元素到 0.01, 控制电压收敛值稍微加大, 目标函数收敛值加大, 识别结果相差不大, 但很平稳, 没有波动。

(6) 保持其他不变, 增大 μ 中元素到 0.1, 整个控制结果和识别结果由开始的稳定到逐渐发散。

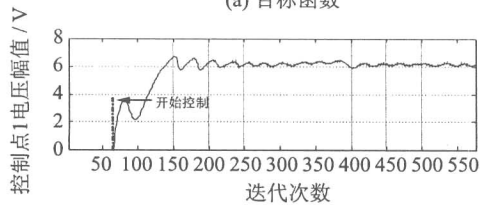
四入两出情况。取 24 个 μ 全为 0.05(前 16 个对应频响矩阵实部虚部, 后 8 个对应无控加速度响应幅实部虚部), 8 个 W_z 全取 55.0, 4 个 W_θ 全取 0.04, 4 个 $W_{\Delta\theta}$ 全取 5.0。控制结果如图 6 所示。如图可见, 4 个被控点的加速度都减小了, 目标函数减小了 90% 以上, 控制电压略有波动。以此组参数为基准。

(1) 保持其他不变, 将 μ 中元素减少到 0.01, 控制效果变差, 第二个控制电压太大造成明显削波(DSP 输出有限制), 识别结果虽与“真实值”有较大差异, 但最终收敛。

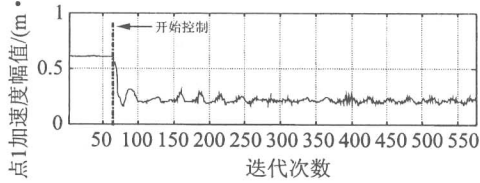
(2) 保持其他不变, 将 μ 中元素增大到 0.1, 控制



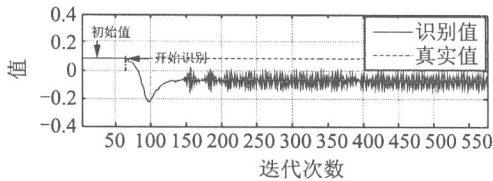
(a) 目标函数



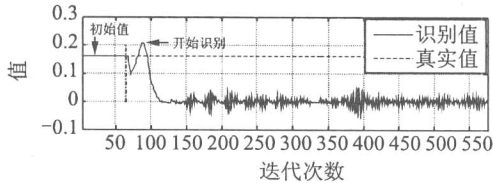
(b) 外加控点1的加速度幅值变化曲线



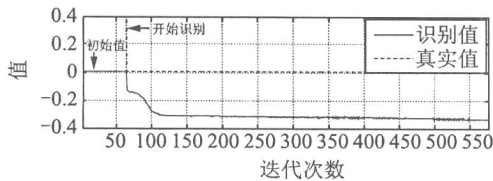
(c) 被控点1的加速度幅值变化曲线



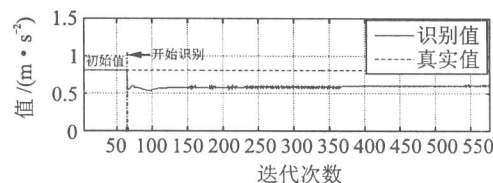
(d) T_{11c} 识别值与真实值的对比



(e) T_{11s} 识别值与真实值的对比

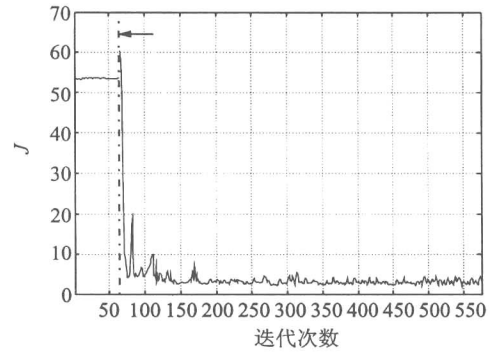


(f) z_{10c} 识别值与真实值的对比

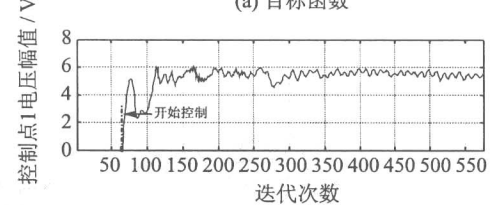


(g) z_{10s} 识别值与真实值的对比

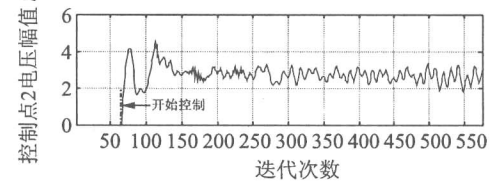
图5 LMS法单入单出识别与控制结果(梁)



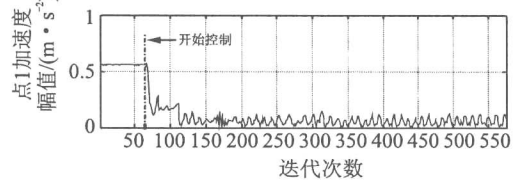
(a) 目标函数



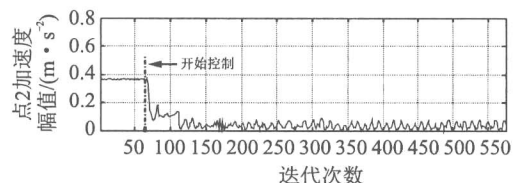
(b) 外加控制点1的电压幅值变化曲线



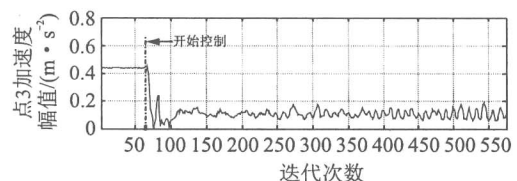
(c) 外加控制点2的电压幅值变化曲线



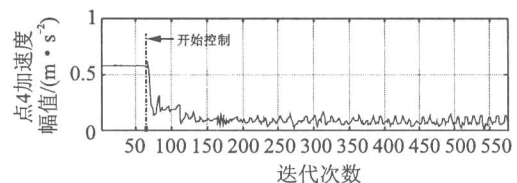
(d) 被控点1的加速度幅值变化曲线



(e) 被控点2的加速度幅值变化曲线



(f) 被控点3的加速度幅值变化曲线



(g) 被控点4的加速度幅值变化曲线

图6 LMS法四入两出控制结果(梁)

和识别结果由平稳转向发散。

(3) 将前16个 μ 保持不变,后8个 μ 增大到0.1,总的控制效果变化不大,只是开始有些波动。识别值虽然收敛,但有些波动。

(4) 将前16个 μ 保持不变,后8个 μ 减小到0.01,整个控制效果变差,波动很大,识别值(前16个)也有很大波动。

(5) 将后8个 μ 保持不变,前16个 μ 增大到0.1,控制过程先能稳下来,一段时间后出现较大波动,接着又平稳,然后又有波动进而重复上述过程,识别值(前16个)也有很大波动。

(6) 将后8个 μ 保持不变,前16个 μ 减小到0.01,整个控制效果稍微变差,识别值有些高频波动但幅值不大,控制电压过大出现削波。

3.1.2 采用Kalman滤波法在线识别

单入单出基准情况的权矩阵取值同LMS法,另外取 $P_0 = 10^7 \mathbf{I}_{4 \times 4}$, $Q = 10^{-2} \mathbf{I}_{4 \times 4}$, $R = 10^3 \mathbf{I}_{2 \times 2}$ 。控制和识别结果基本同LMS法,但很平稳。以此组参数为基准。

(1) 保持其他不变,将Q中元素增大到1,目标函数与无控时比减少了约85%,加速度幅值减少了约74%,控制电压稍微加大。识别结果中后两个值的收敛值有变化。

(2) 保持其他不变,将Q中元素减小到 10^{-4} ,识别与控制结果无多大变化,控制电压收敛值稍微加大。

(3) 保持其他不变,将R中元素增加到 10^6 ,整个识别和控制结果变化不大,只是最后一个识别量有小变动,控制电压收敛值稍微减少。

(4) 保持其他不变,将R中元素减小到1,整个识别和控制结果变化不大,控制电压收敛值稍微加大。

初值的影响。将基准情况的收敛值作为初值,整个控制识别变化不大,只是控制电压收敛值稍微加大;保持后两个初值为实测值,前两个初值任取为1.0,无控制效果;保持后两个初值为实测值,前两个初值任取为0.001,整个控制效果从有较大波动转向平稳,但最终目标函数减少约44%,加速度幅值减少了约35%,但控制电压收敛值加大;保持前两个初值为实测值,后两个初值任取为1.0(或0.001),对控制效果影响不大。

四入两出情况。权矩阵取值同LMS法,另外取 $P_0 = 10^7 \mathbf{I}_{6 \times 6}$, $Q = 10^{-2} \mathbf{I}_{6 \times 6}$, $R = 10^5 \mathbf{I}_{2 \times 2}$ 。控制效果与LMS法相当。控制结果相当好,但控制电压开始有些波动。识别结果开始有些波动,但后面较平稳。以此组参数为基准。

(1) 保持其他不变,将Q中元素增加到1(再到 10^2),对目标函数,识别结果影响不大,就是控制电

压收敛值发生变化,但如果Q再增大,控制效果就会变差。

(2) 保持其他不变,将Q中元素减小到 10^{-4} ,控制结果稍微变差,控制电压收敛值发生变化,识别值没有太大变化。

(3) 保持其他不变,将R中元素减小到 10^3 ,对整个识别与控制结果影响不太大,但进一步减小会造成控制电压输出过大,出现削波,导致控制效果变得很差,甚至无控制效果。

3.2 机体动力学相似模型

该模型重300 kg,其一阶垂向弯曲频率为12.25 Hz,二阶垂向弯曲频率为14.5 Hz,一阶扭转频率为21.75 Hz。自行研制的电磁式惯性型作动器单个作动块质量为5 kg。

机体动力学相似模型与梁模型存在不少差异,前者的模态没有后者单一,直接研究四入两出情况。要将所有被测点的振动水平都降低已不可能,试验时将被测点三、四的振动响应权矩阵加大。

3.2.1 采用LMS法在线识别

取权矩阵前4个 w_z (被控点一、二)为10.0,后4个 w_z (被控点三、四)为60.0,4个 w_θ 全取0.2,4个 $w_{\Delta\theta}$ 全取10.0。前16个 μ 为0.0004,后8个 μ 为0.0009,控制结果图如图7所示。如图可见,在收敛系数这么小的情况下,控制电压趋近发散。如再减小收敛系数,由于作动器的“非线性效应”,无减振效果。

3.2.2 采用Kalman滤波法在线识别

权矩阵的取值同LMS法,另外取 $P_0 = 10^3 \mathbf{I}_{6 \times 6}$, $Q = 10^{-2} \mathbf{I}_{6 \times 6}$, $R = 10^5 \mathbf{I}_{2 \times 2}$ 。控制结果如图8所示。可见目标函数降低了60%左右,控制电压相当平稳。

以此组参数为基准,分别改变权矩阵中元素($w_z \sim 40.0$ (或80.0), $w_\theta \sim 0.6$ (或0.05), $w_{\Delta\theta} \sim 0.5$ (或30.0)),结论与上述LMS法单入单出情况类似,不再赘述。另外 P_0 中元素过大(10^5),控制开始会有较大波动,太小(1),控制电压“一步到位”,控制基本无效果;Q中元素过大(10),控制会由平稳转向振荡;R中元素过小(10^3),开始会有较大振荡,过大(10^7),基本无控制效果。对于无控响应的初始识别值设置,全取0.1,或0.5,或1.0,控制开始有些跳跃,但都能收敛,控制电压收敛值发生改变,但目标函数收敛值与基准情况相当。

为了检验该方法应付外扰变化的适应能力,在控制平稳时,改变无控响应(即改变激振器功率放大器的放大系数),试验发现只要不增加过大(50%的改变量以内),都能很好地收敛。

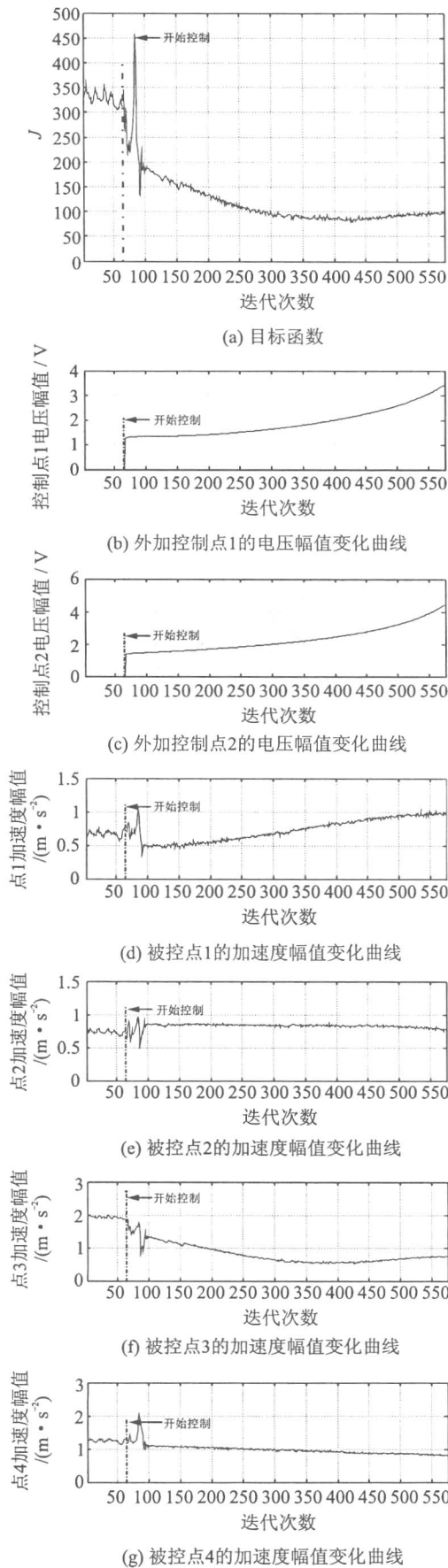


图7 LMS法四入两出控制结果(相似模型)

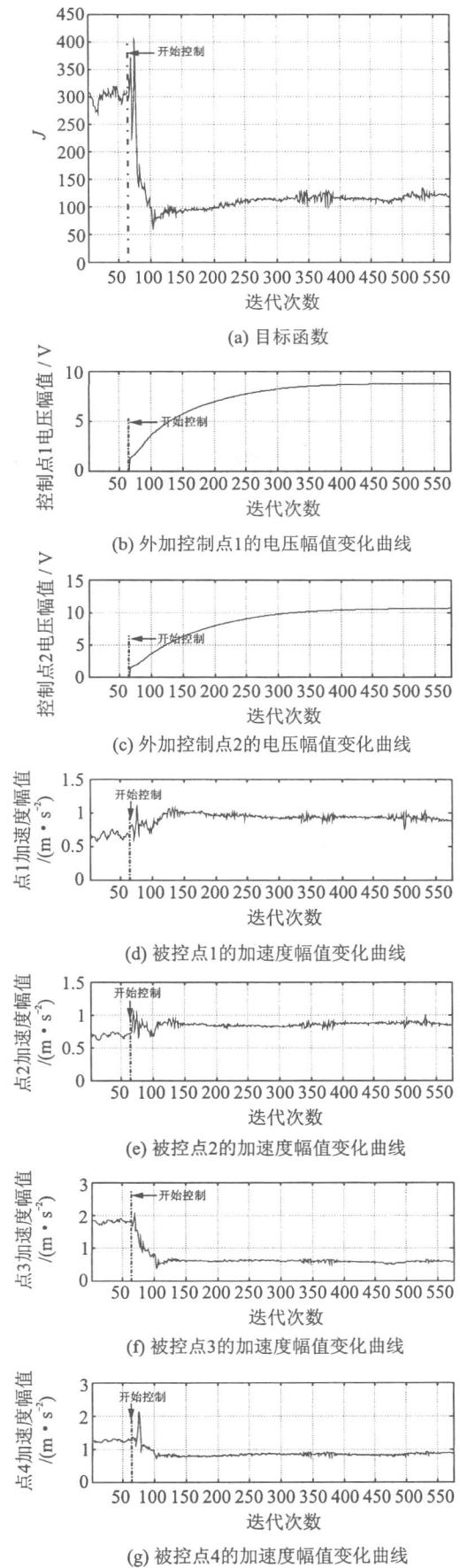


图8 Kaman滤波法四入两出控制结果(相似模型)

4 结束语

本文对直升机A SCR 频域自适应控制方法进行试验研究,结果表明:

(1)在作动器与传感器个数相等的情况下,该方法能取得满意的控制效果;在作动器小于传感器个数的情况下,受控对象若在激励频率附近作单模态振动(如本试验中的自由-自由梁),则各测点的振动都能减小,若作多模态振动(如本试验中的机体动力学相似模型),则通过合理设置权系数矩阵,可得将目标函数减小的控制效果。

(2)Kalman 滤波法和LMS 法在识别效果上尽管与真实值有差异,通过合理设置相应参数也最终收敛,但前者具有更好的算法和数值稳定性以及适应外扰变化能力。

(3)权系数矩阵 W_z/W_θ 的相对改变影响控制最终的收敛结果, $W_{\Delta\theta}$ 则影响稳定性与收敛性。

(4)在识别方法的参数设置上,LMS 法的 μ 影响收敛性;Kalman 滤波法中的 P_0, Q, R 影响控制收敛结果与稳定性。

(5)识别量初值对控制、识别结果影响较大,应合理选取,尽量用离线测得值。

(6)存在影响减振效果的不利因素,如 A/D 一个激励周期采样的点数可能较少;没足够等到稳态过程就开始采样;算法存在数值舍入误差和累计误

差;系统(受控对象、作动器)存在非线性等等,都是值得注意的。

上述规律为进一步的工程应用(如用于真实直升机的振动主动控制)提供了有价值的指导作用。

参考文献:

- [1] 杨铁军. 直升机机体振动自适应控制研究[R]. 博士后出站报告. 南京: 南京航空航天大学, 2003
- [2] Johnson W. Self-tuning regulations for multicyclic control of helicopter vibration[R]. NA SA TP 1996, 1982
- [3] 彭福军, 顾仲权, 马扣根. 结构响应主动控制的时域与频域实现[J]. 南京航空航天大学学报, 1995, 27(2): 249—257.
- [4] Hammond C E. Wind tunnel results showing rotor vibratory loads reduction using higher harmonic blade pitch[A]. Proc of American Helicopter Society 61th Annual Forum [C]. 1980: 80—66
- [5] Berengere V, Tomasz K. Development and qualification of active vibration control system for the Eurocopter EC225/EC725 [A]. Proc of American Helicopter Society 61th Annual Forum [C]. 2005: 96—106
- [6] Jacklin S A. Comparison of five system identification algorithms for rotorcraft higher harmonic control[R]. NA SA TP 1998, 1998
- [7] 赵灿峰, 顾仲权. 直升机结构振动频域主动控制的时域仿真[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(20): 6 347—6 351.

Experimental research of frequency active control of structural response for helicopter

ZHAO Can-feng, GU Zhong-quan

(Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Reducing the vibration level of helicopter fuselage is always one of the crucial technical issues in the development of helicopter. Based on the control approaches of active control of structural responses in frequency domain and the global model for helicopter, a multi input multi output experimental study is conducted using self developed control software of digital signal processing. Kalman filter and Least Mean Square method are adopted to identify frequency response function matrix of control channel respectively. The effects of weighting matrix and initial values of parameters etc to control performance are emphatically discussed. In addition, comparisons between the mentioned two methods are also performed. All beneficial conclusions from this experiment can provide reference and basis for application of real projects.

Key words: active control in frequency domain; digital signal processing; Kalman filter; Least Mean Square; experimental research

作者简介: 赵灿峰(1984—),男,硕士研究生。电话:(025)84892769;E-mail:nuaasucha@gmail.com

通讯作者: 顾仲权(1938—),男,教授。电话:(025)84892769;E-mail:zqgu@nuaa.edu.cn



直升机结构响应自适应控制的频域双 IMS 法

赵灿峰, 顾仲权

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学重点实验室, 南京 210016)

摘要: 传统的频域结构响应自适应控制都是根据确定性最优准则求得控制量, 这种方法计算量大, 且对外扰敏感常常导致求得的电压有较大波动, 尤其在控制开始时刻。提出对控制通道频响矩阵与外扰响应幅进行在线识别与最优控制量求取的双 IMS 法。对某型直升机空测数据与其控制通道频响函数实测数据进行仿真, 结果表明改进方法在保证控制效果和识别结果与原方法基本不变的同时, 不仅能大大降低计算量, 减少调整参数, 而且能有效地缓和控制量的波动, 具有更好的鲁棒性。

关键词: 频域; 结构响应主动控制; 确定性最优原则; 最小均方法; 直升机

中图分类号: V 275.1 **文献标识码:** A

在过去直升机结构响应频域自适应控制一般都是先建立确定性二次目标函数, 对其取极小即用最优控制法求得所需的控制量, 在控制更新递推算中需要进行矩阵求逆运算。国外在对该控制器的风洞测试时发现需要用限制变化率的滤波器去平滑闭环过大的瞬时控制, 而且当外扰波动较大时控制量的变化更为剧烈^[1]。在对控制通道频响矩阵与外扰响应幅的在线识别时多采用 Kalman 滤波法, 该算法的计算量与待识别参数个数的平方成正比。上述确定性最优控制与在线参数识别的方法计算量偏大。而最小均方法 (IMS) 具有计算量小、调整参数少等突出优点, 故本文提出在上述两个环节中均采用 IMS 法的双 IMS 法, 推导出其递推表达式, 并对基于空测数据与控制通道频响矩阵实测数据的直升机结构响应主动控制进行仿真研究, 分析算法的收敛性, 对方法改进前后控制和识别的结果进行对比。

1 传统的直升机结构响应频域自适应控制算法

在频域内, 控制量与直升机机体响应之间的关系可写成如下的直升机全局模型^[2,3]:

$$z_i = z_{0i} + T\theta_i \quad (1)$$

式中: z_{0i} 是无控时机体被测点的复响应幅; z_i 是有控时

被测点的复响应幅; θ_i 是给作动器输入电压的复控制幅, T 为控制通道频响矩阵。下标 i 为第 i 时间段 (相当于第 i 转)。直升机结构响应频域自适应控制系统方框图如图 1 所示。

该算法包括参数在线识别与最优控制量的确定两大环节。前人多用 Kalman 滤波法对控制通道频响矩阵以及无控响应幅进行识别。将识别参数写成矢量形式, 直升机全局模型可转化为:

$$Z = \Theta T \quad (2)$$

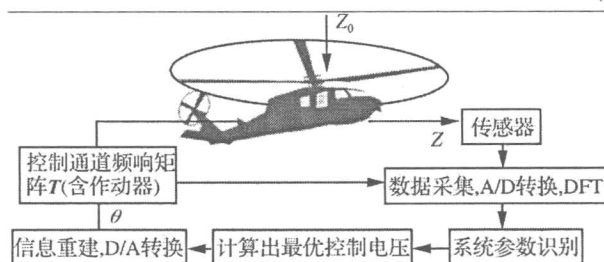


图 1 直升机结构响应频域自适应控制系统方框图

Fig 1 System of active control of structural responses for helicopter in frequency domain

对于 k 个被控减振点, m 个控制输入点, 上式可具体写成 (输入输出用对应于某特定频率的正弦余弦谐波分量表示):

$$Z_{2k \times 1} = [z_{1c} \ z_{1s} \ z_{2c} \ z_{2s} \ \dots \ z_{kc} \ z_{ks}]^T \quad (3)$$

$$\Theta_{2k \times 2k(m+1)} = \begin{bmatrix} \theta_{1c} & \theta_{1s} & \theta_{2c} & \theta_{2s} & \dots & \theta_{mc} & \theta_{ms} & 0 & \dots & 1 & 0 & \dots & \dots & \dots & 0 \\ \theta_{1s} & -\theta_{1c} & \theta_{2s} & -\theta_{2c} & \dots & \theta_{ms} & -\theta_{mc} & 0 & \dots & 0 & 0 & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & 0 & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & \ddots & 0 & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & \dots & \ddots & 0 & \theta_{1c} & \theta_{1s} & \theta_{2c} & \theta_{2s} & \dots & \theta_{mc} & \theta_{ms} & 0 & \dots & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & \dots & 0 & \theta_{1s} & -\theta_{1c} & \theta_{2s} & -\theta_{2c} & \dots & \theta_{ms} & \theta_{mc} & 0 & \dots & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$T'_{2k(m+1) \times 1} = [T_{11c} \ T_{11s} \ \dots \ T_{1kc} \ T_{1ks} \ \dots \ T_{mks} \ T_{mks} \ z_{01c} \ z_{01s} \ \dots \ z_{0kc} \ z_{0ks}]^T \quad (5)$$

收稿日期: 2009-03-30 修改稿收到日期: 2009-06-26

第一作者 赵灿峰 男, 硕士生, 1984 年生

Kalman滤波法中 T' 的更新迭代公式为:

$$K_i = (P_i + Q_i) \Theta_i^T [\Theta_i (P_i + Q_i) \Theta_i^T + R_i]^{-1} \quad (6)$$

$$T'_{i+1} = T'_i + K_i (Z_i - \Theta_i T'_i) \quad (7)$$

$$P_{i+1} = (I - K_i \Theta_i) P_i (I - K_i \Theta_i)^T + K_i R_i K_i^T \quad (8)$$

其中 R_i, Q_i 分别为系统噪声和量测噪声的方差矩阵。 P_i 为识别误差的协方差矩阵。

根据振动、控制和控制增量的均方加权和, 采用二次确定性性能目标函数:

$$J_i = z_i^T W_z z_i + \theta_i^T W_\theta \theta_i + \Delta \theta_i^T W_{\Delta\theta} \Delta \theta_i \quad (9)$$

其中对角权矩阵 W_z 限制响应振幅, 对角权矩阵 W_θ 限制控制振幅, 对角权矩阵 $W_{\Delta\theta}$ 限制控制变化率。

将式 (9) 进一步展开得:

$$J_i = (z_{0i} + T_i \theta_i)^T W_z (z_{0i} + T_i \theta_i) + \theta_i^T W_\theta \theta_i + (\theta_i - \theta_{i-1})^T W_{\Delta\theta} (\theta_i - \theta_{i-1}) \quad (10)$$

令 $\partial J_i / \partial \theta_i = 0$ 可得到使 J_i 最小的最优控制电压 θ_i :

$$\theta_i = - (T_i^T W_z T_i + W_\theta + W_{\Delta\theta})^{-1} T_i^T W_z z_{0i} + (T_i^T W_z T_i + W_\theta + W_{\Delta\theta})^{-1} W_{\Delta\theta} \theta_{i-1} \quad (11)$$

整个算法需要递推计算式 (6)、式 (7)、式 (8) 和式 (11), 计算量偏大, 调整参数多。

2 方法的改进——双 IMS 法

2.1 环节一: 参数识别

可将式 (2) 改写成 $E_i = Z_i - \Theta_i T'$ 。建立目标函数 $J'_i = E_i^T E_i$ 。其梯度为^[4]:

$$\frac{\partial J'_i}{\partial T'} = -2 \Theta_i^T (Z_i - \Theta_i T'_i) \quad (12)$$

则 IMS 法中 T' 的更新递推式为:

$$T'_{i+1} = T'_i - \mu_1 \frac{\partial J'_i}{\partial T'_i} = T'_i + 2\mu_1 \Theta_i^T (Z_i - \Theta_i T'_i) \quad (13)$$

其中 μ_1 为 $2k(m+1) \times 2k(m+1)$ 的对角阵, 每个对角元素影响控制算法稳定性和收敛速度, 根据具体问题可取不同的值, 其收敛条件见下节。

2.2 环节二: 确定控制量

式 (9) 中目标函数的梯度为:

$$\frac{\partial J_i}{\partial \theta_i} = 2[(T_i^T W_z T_i + W_\theta + W_{\Delta\theta}) \theta_i + T_i^T W_z z_{0i} - W_{\Delta\theta} \theta_{i-1}] \quad (14)$$

则控制量的更新递推式为:

$$\theta_{i+1} = \theta_i - \mu_2 \frac{\partial J_i}{\partial \theta_i} = \theta_i - 2\mu_2 [(T_i^T W_z T_i + W_\theta + W_{\Delta\theta}) \theta_i + T_i^T W_z z_{0i} - W_{\Delta\theta} \theta_{i-1}] \quad (15)$$

其中 μ_2 与上文 μ_1 的作用相同, 其收敛条件见下节。对比式 (11) 与式 (15) 可见, 改进方法增加了调节变量 μ_2 , 但避免了矩阵求逆。更细一步, 改进方法比原方法减少了 $2m$ 阶方阵的求逆和一次 $(2m \times 2m)$ 矩阵

与 $(2m \times 1)$ 矩阵的相乘, 计算量大大减小。矩阵 T 与 T' 的区别在于后者包括了无控时的外扰响应幅。

3 双 IMS 法的算法收敛性分析

3.1 参数识别的算法收敛性分析

由式 (13) 可得:

$$T'_{i+1} = (I - 2\mu_1 \Theta_i^T) T'_i + 2\mu_1 \Theta_i^T Z_i \quad (16)$$

要使 T' 收敛, 则需系统 (16) 的特征方程的根 λ_q ($q = 1, 2, \dots, 2k(m+1)$) 在单位圆内。因为 $\Theta_i^T \Theta_i$ 为实对称矩阵, 则存在正交矩阵 G , 使得 $G^T \Theta_i^T \Theta_i G = \text{diag}(\lambda'_{1,q})$, 其中 $\lambda'_{1,q}$ 为 $\Theta_i^T \Theta_i$ 的特征值。所以式 (16) 的特征方程可写为:

$$|\lambda_1 I - I + 2\mu_1 \Theta_i^T \Theta_i| = |\lambda_1 I - I + 2\mu_1 G^T \Theta_i^T \Theta_i G| = |\lambda_1 I - I + 2\mu_1 \lambda'_{1,q}| = 0 \quad (17)$$

其中 $\lambda_1 = \text{diag}(\lambda_{1,q})$, $\lambda'_{1,q} = \text{diag}(\lambda'_{1,q})$ 。由 $|\lambda_1| < 1$ 得:

$$0 < \mu_1 < 1 / \max(\lambda'_{1,q}) \quad (18)$$

因此, 只要 μ_1 的选取满足式 (18), 那么式 (13) 的递推算法收敛。

3.2 确定控制量的算法收敛性分析

记 $D_i = (T_i^T W_z T_i + W_\theta + W_{\Delta\theta})$, 显然 D_i 是实对称矩阵。式 (15) 可写成:

$$\theta_{i+1} = (I - 2\mu_2 D_i) \theta_i + 2\mu_2 W_{\Delta\theta} \theta_{i-1} - 2\mu_2 T_i^T W_z z_{0i} \quad (19)$$

进一步可写成:

$$\begin{bmatrix} \theta_{i+1} \\ \theta_i \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I - 2\mu_2 D_i & 2\mu_2 W_{\Delta\theta} & 2\mu_2 T_i^T W_z z_{0i} \\ 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_i \\ \theta_{i-1} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (20)$$

要使系统 (18) 稳定, 当且仅当系统 (19) 的特征方程的根 $\lambda_{2,p}$ ($p = 1, 2, \dots, 4n+1$) 在单位圆内^[5]。系统 (19) 对应的特征方程为:

$$|\lambda_2 - 1| |\lambda_2 (\lambda_2 I - I + 2\mu_2 D_i) - 2\mu_2 W_{\Delta\theta}| = 0 \quad (21)$$

其中 $\lambda_2 = \text{diag}(\lambda_{2,q})$, 显然 λ_2 有一个元素为 1 但是不影响 θ_i 的稳定性。则要使 θ_i 收敛, 即式 (15) 的递推算法收敛, μ_2 应选取合适的值, 使 $|\lambda_2 (\lambda_2 I - I + 2\mu_2 D_i) - 2\mu_2 W_{\Delta\theta}| = 0$ 的根 $\lambda_{2,p}$ ($p = 1, 2, \dots, 4n$) 在单位圆内。

4 仿真对比研究^[6,7]

某型直升机拟采用两个对称安装在机身驾驶舱下面的电磁式惯性型作动器, 取机身上四个被控制检测点 (正副驾驶员座位和乘员舱内两处), 已知实测两个作动器到四个被检测点在一个频段范围内的频响函数及飞行中四个被检测点的无控加速度响应。该直升机主通过频率为 3Ω (Ω 约为 6.5 Hz), 即每一转测得的加速度响应值在时域上为三个正弦信号。

本文采用的识别与控制流程为: 每转开始用式

(11)算出的电压(改进方法用式(15))驱动作动器给出控制,等待一个周期(三分之一转),以保证由于控制改变产生的瞬态响应得到衰减,然后对响应信号进行采样,通过离散傅里叶分析(只针对 19.5Hz 的频率)得到各测点振动的正弦、余弦分量,在剩余的一个周期内,识别控制通道频响矩阵以及无控响应幅(式(6~8)(或式(13))中的 T'_{k+1}),并计算出控制电压,频时转换后于下一转开始后驱动作动器工作。

为了便于区分各算法,采用如下简记。D-K 表示传统确定性最优控制与 Kalman 滤波识别算法, D-L 表示确定性最优控制与 IMS 法识别算法, L-L 表示 IMS 法控制与 IMS 识别算法, L-K 表示 IMS 法控制与 Kalman 滤波识别算法。

所有的仿真均取权矩阵 $W_z = \text{diag}(6, 6, 6, 6, 1, 1, 1, 1)$, $W_0 = 10^{-2} I_{4 \times 4}$, $W_{\Delta 0} = 10^{-1} I_{4 \times 4}$ 。前 20 转不控制,第 21 转开始控制,由于每转更新控制一次,因此下列仿真图中的迭代次数即为转数,到第 300 转为止。所有识别量的初值均用离线测得的“真实值”。整个对比控制效果和识别结果。本文涉及的是多通道控制问题,且控制输入比被控减振点少。

4.1 控制效果

4.1.1 D-L

经过多次初试仿真,计算出收敛时 $\Theta_i^T \Theta_i$ 的最大特

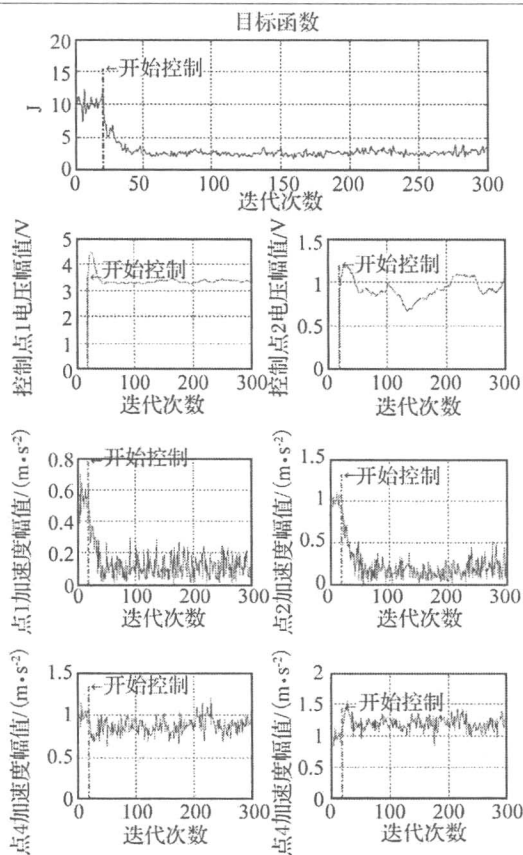


图 2 D-L 控制效果图

Fig 2 Control effects of "D-L"

征值约为 $13 \cdot 10^6$ 进一步可算出使式(13)递推算法收敛的大致条件为: $\mu_1 < 1/13 \cdot 10^6 \approx 0.0763$ 。取 $\mu_1 = \text{diag}(1.5 \times 10^{-3} I_{6 \times 6}, 5.0 \times 10^{-3} I_{8 \times 8})$ 。控制效果如图 2 所示。由图可见目标函数减低了 70% 左右,由于前两个被测点的权矩阵 W_z 的元素取得较大,所以对应的加速度响应明显减小。刚开始控制时电压立刻“飙升”,第二路控制电压波动较为明显。

4.1.2 D-K

取 $P_0 = 10^3 I_{6 \times 6}$, $Q = 10^{-2} I_{6 \times 6}$, $R = 10^5 I_{2 \times 2}$ 。整个控制效果与 D-L 类似,刚开始控制时电压立刻“飙升”,坡度非常陡,但控制过程中的电压较稳定。

4.1.3 L-L

μ_1 的取值同 D-L。参考 D-L 的结果,结合 3.2 节的结论,可计算出使式(15)递推算法收敛的大致条件为: $\mu_2 < 0.617$ 。取 $\mu_2 = 5 \times 10^{-2} I_{4 \times 4}$ 。控制效果如图 3 所示。由图可见改进方法在控制效果上基本不变,控制电压在开始阶段变化缓和,且整个过程波动较小(对比第二路电压即可)。

4.1.4 L-K

P_0, Q, R 的取值同 D-K。 μ_2 的取值同 L-L。控制效果与 L-L 类似,改进方法在控制效果上基本不变,但在控制电压变化上的优点明显,开始很平缓。

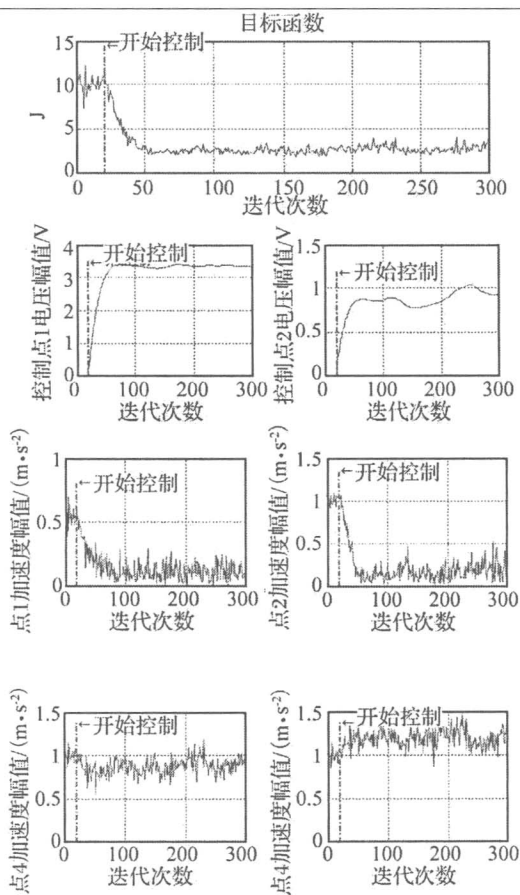


图 3 L-L 控制效果图

Fig 3 Control effects of "L-L"