

## 基于 Labview 的高空模拟舱模拟特性研究

聂进方<sup>1,2</sup> 潘 泉<sup>1</sup> 张大林<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学自动化学院, 西安, 710072;

2. 南京航空航天大学航空机电系统综合航空科技重点实验室, 南京, 210016)

**摘要:**为模拟飞机在各种飞行状态下所处大气环境压力的变化,建立了基于虚拟仪器的高空模拟舱系统,以实现飞机座舱压力控制系统的性能测试。在分析高空模拟舱系统工作特性的基础上,采用 Labview 软件开发数字比例-积分-微分(Proportion-integration-differentiation, PID)控制器,基于 SCXI 硬件系统构成的虚拟仪器测控平台,实现了高空模拟舱系统的压力控制。在高空模拟舱系统上进行了数字气动式座舱压力控制系统的性能试验,结果表明高空模拟舱系统能够准确模拟飞机的飞行状态,为座舱压力控制系统的性能测试提供良好的试验条件。

**关键词:**高空模拟舱;数字 PID 控制器;虚拟仪器;压力控制

**中图分类号:**V245.4      **文献标志码:**A      **文章编号:**1005-2615(2014)04-0594-05

## Performance Investigation of High-Altitude Simulation Cabin Based on Labview

Nie Jinfang<sup>1,2</sup>, Pan Quan<sup>1</sup>, Zhang Dalin<sup>2</sup>

(1. College of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072, China;

2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aero Elcetromechanical System Integration,  
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** For the performance testing of cabin pressure control system (CPCS), a high-altitude simulation cabin (HASC) system based on the virtual instrument is established to simulate the atmospheric pressure which varies with aircraft flight states. On the basis of SCXI virtual instrument platform, a digital proportion-integration-differentiation (PID) controller is developed in Labview to accomplish the HASC pressure control. The performance test of digital-pneumatic cabin pressure controlling system is carried out with the HASC system. The results show that the HASC system can accurately simulate the atmospheric pressure of flight states which is very important in CPCS performance tesing.

**Key words:** high-altitude simulation cabin; digital PID controller; virtual instrument; pressure control

为保证飞机在飞行时乘员的安全和机体结构完好,飞机气密座舱均装有座舱压力控制系统。座舱压力控制系统通过控制座舱排气活门的开度,对气密座舱内的压力及压力变化速率进行控制,使其符合飞机的座舱压力制度。其基本任务是保证在一定的飞行高度范围内,使座舱具有满足人体生理要求的压力和压力变化速率<sup>[1]</sup>。座舱压力控制系统的研制过程及交付验收中需要对其控制性能进

行测试,座舱压力控制系统性能测试的主要设备为模拟座舱和高空模拟舱。模拟座舱一般要求容积与飞机座舱相近,在模拟飞机环控系统供气量下舱内压力由座舱压力控制系统控制;高空模拟舱主要模拟飞行器在飞行过程中由爬升、俯冲、平飞等状态引起的环境大气压力变化,为座舱压力控制系统的排气活门提供模拟的环境大气压力,因此需要对高空模拟舱内的压力及其变化进行定量控制。

本文主要研究高空模拟舱内的压力控制,这实际上是对有流体加入和排出的容积空间内的压力控制问题,与飞机的座舱内压力调节和载人航天器返回舱内压力控制等问题在本质上相同。因此,座舱压力控制系统的控制策略对高空模拟舱的压力控制具有参考价值。国内运输机和民用客机的座舱压力控制系统处在由纯气动式向电子气动式及电子电动式发展的阶段,采用数字气动式或电动式座舱压力控制系统将会提高系统的控制精度和响应速度,改善座舱内的压力环境;而国外自 20 世纪 80 年代末就已经开始在飞机上广泛采用数字电动式系统<sup>[2-6]</sup>,采用数字控制器实现座舱压力控制系统的控制功能成为主要手段。文献[7]介绍了座舱增压试验测试系统的数学建模及 PID 控制设计,而对高空模拟舱方面没有涉及。

目前国内使用较多的是纯气动式座舱压力控制系统,其所控座舱容积及排气量小,在早期座舱压力控制系统试验中,所使用的高空模拟舱的压力控制主要是依靠手动调节阀门(手阀或电动阀),调节速度慢,精度和保持性较差。为适应新型座舱压力控制系统的研制需求,本文以电动阀为执行机构,采用基于虚拟仪器的测控平台,建立高空模拟舱压力控制系统,以实现模拟大气舱内压力的自动、准确调节,为座舱压力控制系统性能试验提供满足要求的大气压力环境。

## 1 高空模拟舱系统

### 1.1 高空模拟舱系统工作原理

高空模拟舱系统的主要功能是对座舱压力控制系统的性能进行测试,具体组成如图 1 所示。其工作原理是:模拟飞机环控系统供气流量的座舱供气系统向模拟座舱供气,由安装在模拟座舱内的座舱压力控制系统控制舱内压力,使其满足座舱压力制度;座舱压力控制系统的排气通过管路进入高空模拟舱,真空泵将进入高空模拟舱内的空气排到大气环境中,并在舱内形成真空度以模拟一定大气高度下的压力。高空模拟舱内的压力应与所模拟的飞机外环境大气的压力相一致,当飞机以不同的爬升/俯冲速度飞行时,飞机外环境大气压力变化范围较大,仅控制真空泵从高空模拟舱内的吸气量难以实现。因此在高空模拟舱上安装了由数字 PID 控制器进行调节的排气阀和补气阀,排气阀控制进入真空泵的空气流量,补气阀控制由大气进入高空模拟舱的空气流量。在排气阀和补气阀的共同调

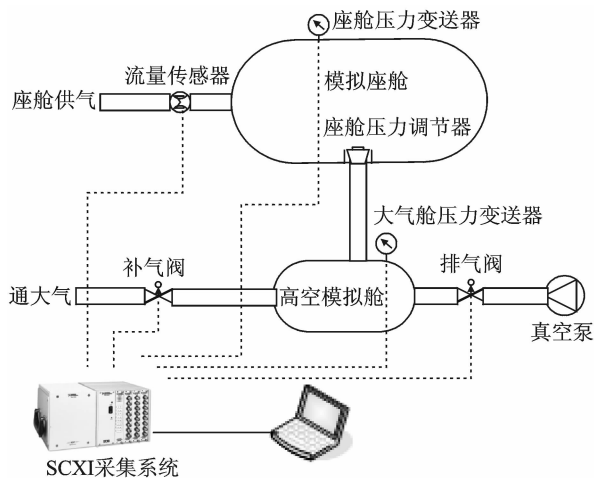


图 1 高空模拟舱系统示意图

Fig. 1 Diagram of HASC system

节下,能够实现高空模拟舱内较大范围压力变化的平稳控制。

### 1.2 高空模拟舱数学模型

图 2 是高空模拟舱内空气质量守恒的物理模型示意图,系统中所有空气的温度相同,均为试验状态下的环境空气温度。

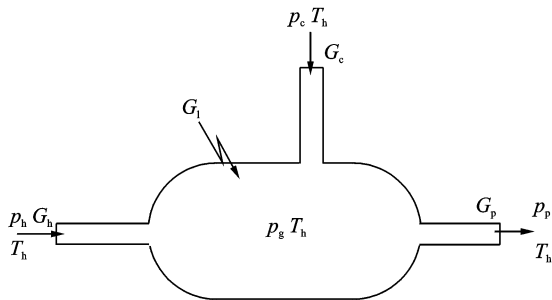


图 2 高空模拟舱内空气质量守恒示意图

Fig. 2 Diagram of mass conservation in HASC

根据质量守恒原理和理想气体状态方程,可以建立描述舱内压力的数学模型为

$$\frac{V_g}{RT_h} \frac{dp_g}{d\tau} = G_c + G_h + G_l - G_p \quad (1)$$

图中及式(1)中: $T, p, G$  分别表示温度、压力和流量;下标 h 为试验环境, c 为模拟座舱, l 为高空模拟舱的泄露, g 为高空模拟舱, p 为真空泵。由式(1)可知在模拟舱体积和试验环境温度不变的情况下,决定高空模拟舱内压力及其变化的主要是进出模拟舱空气的流量。其中模拟座舱的排气量由座舱压力控制系统决定,高空模拟舱的泄漏量主要取决于试验环境与高空模拟舱内的压差,对高空模拟舱而言以上两者不可控,是高空模拟舱压力控制系统的主要扰动因素。补气阀和排气阀的流量由阀

门的开度和两侧的压差共同决定,在试验过程中随着高空模拟舱内的压力变化,两阀门两端的压差变化趋势相反,在控制阀门开度改变流量时需要考虑这一变化趋势。

## 2 基于虚拟仪器的测控系统

### 2.1 基于 SCXI 信号调理模块的测控系统

本文采用美国 National Instrument 公司的 SCXI 调理硬件和 Labview 软件,搭建了基于虚拟仪器的高空模拟舱系统的测控系统,可实现对模拟座舱的参数监测,同时对高空模拟舱系统的压力进行控制与监测。系统采用 SCXI-1600 数据采集卡,采用 USB 端口直接与 PC 机相连,采集精度为 16 B,速率可达 200 kb/s。

模拟舱系统中流量和压力传感器的输出信号为 4~20 mA 的电流信号,测控系统中由 SCXI-1102 调理模块搭配 SCXI-1303 端子板采集电流信号,通过采集卡进行模/数转换;补气阀和排气阀采用可控电动阀,控制信号为 4~20 mA 的电流,上位机数字 PID 控制器输出的控制信号,由 SCXI-1124 搭配 SCXI-1325 端子板进行数/模转换后输给电动阀控制器。测控系统硬件结构如图 3 所示,基于 G 语言的 Labview 软件编制的测控程序界面如图 4 所示。

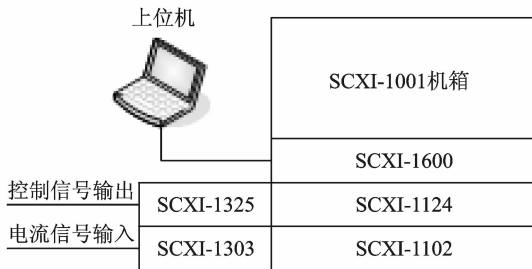


图 3 SCXI 测控系统

Fig. 3 SCXI test and control system



图 4 测控系统程序界面

Fig. 4 Interface of test and control system

### 2.2 系统控制策略

高空模拟舱主要模拟飞行器在飞行过程中由爬升、俯冲、平飞等状态引起的环境大气压力变化,实质是对高空模拟舱内的压力变化速率进行定量控制。本文采用基于状态模式下的数字 PID 控制器实现对高空模拟舱的控制。PID 控制器的数学描述为

$$u = K_p \left( e + \frac{1}{T_i} \int e dt + T_d \frac{de}{dt} \right) \quad (2)$$

式中:  $u$  为控制器输出信号;  $e$  为被控参数的偏差信号;  $K_p$  为比例增益;  $T_i$  为积分时间常数;  $T_d$  为微分时间常数。本文系统中  $u$  为驱动电动控制阀的电流信号,  $e$  为高空模拟舱内的压力变化速率。PID 在计算程序中采用增量型差分方程式<sup>[8]</sup>

$$\Delta u(n) = K_p \Delta u_p(n) + K_i \Delta u_i(n) + K_d \Delta u_d(n) \quad (3)$$

式中:  $K_p, K_i, K_d$  分别为常数。

$$u(n) = u(n-1) + \Delta u(n) \quad (4)$$

式中  $u(n)$  和  $\Delta u(n)$  的上、下限值需要根据实际系统进行设定。

系统中使用的是电制蝶阀,一定压差条件下,蝶阀的流量特性取决于其开度范围及开度范围内的调节特性。根据试验系统中蝶阀的相对开度与相对流量的关系曲线可知,两阀在相对开度为 70%~6% 时具有流量调节特性,其中 6%~40% 范围内具有线性流量特性,40%~70% 范围内具有快开流量特性。因此控制信号  $u(n)$  的上、下限值分别是相对开度为 70% 和 6% 所对应的电流值;相同压差条件下,要保证一样的流量调节能力,相对开度 40%~70% 范围内的  $\Delta u(n)$  较 6%~40% 范围大。

实现高空模拟舱内压力变化的精确稳定控制,仅对 PID 控制参数进行简单整定很难实现,需要结合模拟舱的工作特性进行分析,找出 PID 控制参数的调整规律。实际高空模拟舱系统运行中,补气阀开或排气阀关都会高空模拟舱内的压力增大,相反的操作会使舱内压力降低。但模拟舱内压力变化引起的两只电动阀进、出口压差的变化规律并不相同,补气阀的进口压力为试验环境压力,试验过程中几乎不会发生变化,补气阀两端的压差仅随模拟舱内的压力变化;而排气阀的出口压力随真空泵的工作特性发生变化,模拟舱内的压力降低时真空泵的抽空能力也随之降低。因此,补气阀的流量控制性能好于排气阀。

模拟大气舱压力控制系统是一个单输入双输

出的系统,结合实际系统和以上分析,在 Labview 软件实现的数字 PID 控制程序中,需要对所模拟的飞行状态(爬升/俯冲/平飞)进行判别,根据不同飞行状态对控制器的两路输出信号进行相应的改变。

模拟爬升状态时,控制器将补气阀的驱动电流设为上限值,排气阀的驱动电流设为下限值。考虑到实际系统中真空泵抽气性能的影响,在实际控制中采用分段控制。高空模拟舱内高度较低时,排气阀开度在 6%~40% 范围内,输出信号优先控制排气阀,补气阀保持不动;当排气阀开度大于 40% 时,输出信号以互为相反值同时控制排气和补气阀,当补气阀开度达到上限时,控制信号仅对补气阀进行控制。在排气阀和补气阀开度处于线性区域时,程序中  $\Delta u(n)$  的计算中需要加入阀门两侧压差的影响。

在模拟平飞状态时,模拟舱内压力要保持稳定,其干扰主要由座舱压力控制系统产生,由于补气阀的控制性能优于排气阀,这种状态下数字 PID 控制器仅对补气阀进行控制。模拟俯冲过程的控制逻辑与爬升过程相反。

### 3 试验结果

本试验系统主要是为座舱压力控制系统提供试验环境,模拟飞机的各种飞行状态下的大气压力环境。为了调试及验证高空模拟舱压力控制性能,进行了座舱压力控制系统的性能试验,试验中模拟座舱供气流量为 3 000 kg/h,座舱压力控制系统设定气密高度为 2 000 m,余压小于 39.2 kPa 时为绝压控制,大于 39.2 kPa 时为等余压控制,最大飞行高度为 10 000 m。座舱压力控制系统的控制规律中存在大气高度和飞行状态的判断,对高空模拟舱中模拟的大气压力变化速率要求较高,其中模拟较小的爬升/俯冲速率时要求最严,控制不当会造成所模拟的飞行状态的改变。因此,本文中选取模拟飞行状态为 5 m/s 的爬升和俯冲状态进行试验。

试验初始状态时,控制器将补气阀的驱动电流设为上限值,排气阀的驱动电流设为下限值,将真空泵群全部打开,在高空舱内压力建立平衡后,由控制器自动控制开始进行爬过程试验,达到最大飞行高度后进行俯冲试验。经过对各段 PID 控制参数的整定,最后得到的整个试验过程中高空模拟舱内模拟的爬升和俯冲试验结果如图 5,6 所示。从图中可以看出,在模拟爬升/俯冲时,高空模拟舱内的爬升/俯冲速率基本可以保持在设定值  $\pm 1$  m/s

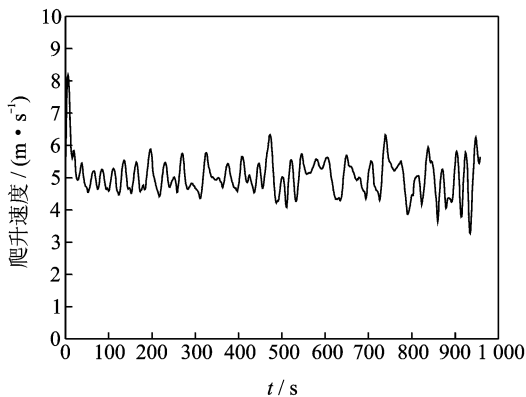


图 5 设定飞行状态 5 m/s 爬升时,模拟舱实现的爬升速度曲线

Fig. 5 Climbing velocity curve realized in HASC when flight status is set at 5 m/s

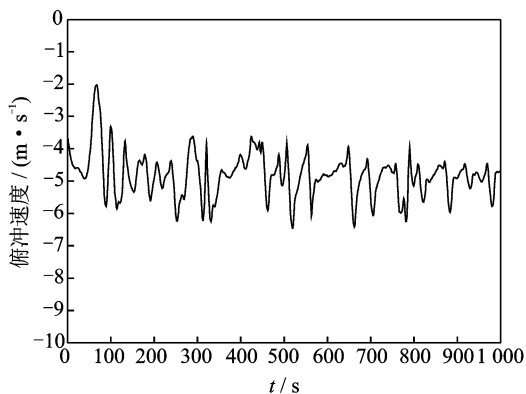


图 6 设定飞行状态为 5 m/s 俯冲时,模拟舱实现的俯冲速度曲线

Fig. 6 Diving velocity curve realized in HASC when flight status is set at 5 m/s

的误差范围内。

图中试验结果显示,爬升过程中高空模拟舱的低空模拟性能性好于高空。随着模拟舱的高度升高补气阀门两端压差变大,补气阀开度也逐渐减小,另外驱动阀门工作的电流信号增加量需要达到一定值时活门才能动作。因此,在高空模拟舱内高度较高时,阀门动作会使得进入模拟舱的补气流量有较大变化,从而导致舱内压力变化大,使得爬升速率控制特性变差。俯冲过程则相反。根据以上分析,为了达到精确模拟不同的爬升/俯冲速率,高空模拟舱应同时装备不同口径的排气和补气阀,根据模拟状态分别加以控制,以适应模拟能力的变化。

为了验证系统模拟平飞状态的能力,进行上述试验条件下 4 km 高度平飞状态下的座舱压力控制系统的应急卸压试验,结果如图 7 所示。从图中

可以看出在座舱压力控制系统正常工作时,高空模拟舱系统能够保持平飞状态。座舱压力控制系统在第80 s进行应急卸压时,座舱压力控制系统的排气活门急速达到全开状态,进入高空模拟舱的空气流量急剧加大。为了保持高空模拟舱内4 km高度不变,在高度模拟舱压力控制系统的作用下,高空模拟舱内的高度短时震荡后恢复平飞状态。在座舱压力控制系统重新选择气密开始后,其排气活门开始关闭,使模拟座舱内的压力达到座舱压力制度的规定值,在此过程中高空模拟舱压力控制系统也能保持平飞状态。上述试验结果说明,在模拟平飞状态时仅对补气活门进行控制,可以较好地实现高空模拟舱内的平飞状态。

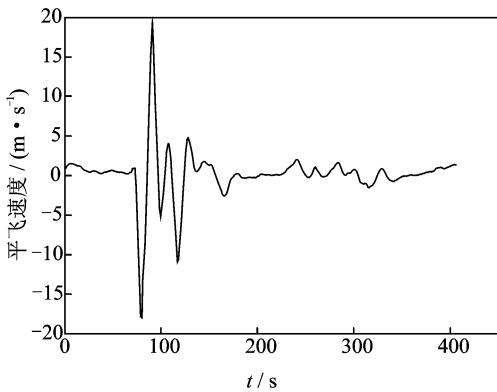


图7 80 s应急卸压状态下模拟舱实现的平飞状态曲线  
Fig. 7 Level flight curve realized in HASC under emergency pressure relief

## 4 结 论

本文基于虚拟仪器开发了数字PID控制器,实现了高空模拟舱对不同飞行状态的模拟,并对某型座舱压力控制系统的性能进行了试验,结果表明:

(1)采用基于虚拟仪器技术有助于快速开发试验台测控系统,减轻了开发强度。

(2)本文开发的基于状态模式下的数字PID控制器,能够较好地完成对高空模拟舱升降舱内大气压力变化速率的控制,满足了座舱压力控制系统性能试验的要求。

(3)本文结果对我国电子/电动式座舱压力控制系统控制律的研究,尤其是大型运输机的座舱压

力控制系统的研制有一定的参考价值。

## 参考文献:

- [1] 王浚,徐扬禾. 飞机座舱空气参数控制[M]. 北京:国防工业出版社,1980.  
Wang Jun, Xu Yanghe. Control of air parameters in aircraft cabin[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1980.
- [2] Hanns-Ulrich T. Modern digital pressure control system[R]. AIAA-88-3948-CP, 1988.
- [3] Lee Bill. Electronic pressure regulator[R]. AIAA-90-1940, 1990.
- [4] 马辉. 大气压力模拟舱控制系统研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2006.  
Ma Hui. Research on control system of simulated atmospheric pressure cabin[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [5] 武艳,张大林. 数字电子气动式座舱压力控制系统模型机性能分析[J]. 南京航空航天大学学报,2008,40(3):324-328.  
Wu Yan, Zhan Dalin. Modeling and performance analysis of digital electronic-pneumatic cabin pressure control system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008,40(3):324-328.
- [6] 朱磊,付永领,赵竟全. 系统的模糊滑模变结构控制[J]. 应用科学学报,2009,27(5):545-549.  
Zhu Lei, Fu Yongling, Zhao Jingquan. Fuzzy sliding mode variable structure control of digital cabin pressure regulating system[J]. Journal of Applied Science, 2009,27(5):545-549.
- [7] 韩叶飞,方钢,胡永祥,等. 座舱功能试验压力控制系统建模与PID控制器设计[J]. 上海交通大学学报,2011,45(7):1074-1079.  
Han Yefei, Fang Gang, Hu Yongxiang, et al. Modeling and PID controller designing for pressure control system of cabin function test[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2011, 45(7): 1074-1079.
- [8] 陈芝久,吴静怡. 制冷装置自动化[M]. 2版. 北京:机械工业出版社,2010.  
Chen Zhijiu, Wu Jingyi. Automation of refrigeration equipment[M]. 2nd edition. Beijing: China Machine Press, 2010.

