

文章编号: 1674-8190(2021)01-097-07

飞机座舱盖试验台增压系统分段PID控制器设计

涂喻昕¹, 马春香², 张贤锦², 杨蓓¹, 王云¹

(1. 南昌航空大学 飞行器工程学院, 南昌 330063)

(2. 江西洪都航空工业集团有限责任公司 650 飞机设计研究所, 南昌 330024)

摘要: 在飞机飞行过程中,随着高度的上升,飞机座舱盖有机玻璃易形成损伤,影响飞行安全。为了能在地面试验台更加精确地模拟飞机飞行过程中座舱盖承受的压力载荷情况,通过引入分段控制思想,对试验台座舱增压系统进行控制器设计;针对试验台座舱增压系统的组成结构,建立控制系统模型,研究在虚拟仪器中通过分段控制技术实现对座舱增压系统的PID闭环控制。结果表明:本文设计的PID控制器可以提高飞机座舱增压系统的控制精度与试验效率,满足试验台压力控制系统的技术要求。

关键词: 飞机座舱盖;分段控制;座舱增压系统;虚拟仪器;PID控制器

中图分类号: V216.8; V245.4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.01.013

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Piecewise PID Controller Designing for Pressurization System of Cockpit Cover Test Bed

TU Yuxin¹, MA Chunxiang², ZHANG Xianjin², YANG Bei¹, WANG Yun¹

(1. School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

(2. 650 Aircraft Design and Research Institute, AVIC Hongdu Aviation Industry Group Ltd., Nanchang 330024, China)

Abstract: In the course of aircraft flight, with the increase of altitude, the plexiglas of cockpit is easy to form damage, which affects flight safety. In order to simulate the pressure load of the cockpit cover in flight more accurately on the ground test bed, the controller design of the cabin pressurization system of the test bed is carried out by introducing the idea of piecewise control. According to the system structure of the cabin pressurization system of the test bed, the control system model is established, and then the PID closed-loop control of the cabin pressurization system is realized by piecewise control technology in the virtual instrument. The results show that the PID controller designed in this paper can improve the control accuracy and test efficiency of aircraft cabin pressurization system and meet the technical requirements of test bed pressure control system.

Key words: cockpit cover; piecewise control; cabin pressurization system; virtual instrument; PID controller

收稿日期:2020-02-20; 修回日期:2020-05-25

基金项目:国家自然科学基金(51766011)

通信作者:马春香,13870800061@163.com

引用格式:涂喻昕,马春香,张贤锦,等.飞机座舱盖试验台增压系统分段PID控制器设计[J].航空工程进展,2021,12(1):97-103.

TU Yuxin, MA Chunxiang, ZHANG Xianjin, et al. Piecewise PID controller designing for pressurization system of cockpit cover test bed[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(1): 97-103. (in Chinese)

0 引言

座舱增压系统是飞行器生命保障系统的重要实验设施之一^[1]。飞机在飞行过程中,随着飞行高度的不断提升,座舱盖有机玻璃很容易形成损伤,影响飞行安全。解决这一问题通常的方法是,根据飞行包线的情况制定具体的载荷谱,在试验台上对其进行加载试验,验证压力疲劳可靠性^[2]。

座舱压力调节系统先后经历了气动式、电子气动式、数字式三个发展阶段。在国外,座舱压力系统供应商以提供数字电动式为主,数字式座舱压力调节系统以其适应性强、舒适性好的特点,在各类大型飞机中得到了广泛应用^[3-6],其核心技术在于系统控制器的研制,但由于技术保密等原因,相关文献资料较少。国内,韩叶飞等^[7]通过建立压力控制系统模型,研究了模型的线性化处理 and 拟合降阶,并进行了控制仿真验证;聂进方等^[8]建立了高空模拟舱系统,通过虚拟仪器测控平台,对飞机飞行过程中的各飞行状态进行模拟试验,但未对座舱增压系统进行深入研究及现场试验。目前,我国各军用与民用飞机座舱功能试验基本上是使用充气试验台^[9],试验台充气压力的控制仍主要采用人工调节方式进行系统试验,导致压力控制精度较低并影响了试验效率,同时也降低了试验过程中的安全性,不具备通用性。

针对上述问题,本文根据现场试验台座舱增压系统建立系统模型,设计座舱压力系统的 PID 控制器,安装在工控机的模拟量输入板卡通过压力传感器实时采集压力信号并与电脑端进行通信,采用分段控制方法对座舱压力系统试验过程中的各个阶段实行闭环控制;对系统进行仿真分析及试验验证,以期为座舱压力调节系统的控制设计提供依据。

1 座舱增压系统控制策略

1.1 系统工作原理

座舱增压系统采用座舱正压加载,即采用使舱内压力高于舱外压力的方式进行飞机座舱盖加载。这是目前飞机座舱盖加温加载试验通用的加载方

法^[10]。具体就是采用向座舱内充气的方式,使座舱盖内外形成压力差,实现座舱盖加载。

座舱增压系统由控制阀和空气管网等组成。主要包括:低压气源(0.8 MPa)、各手动阀、气动阀、安全阀以及压力传感器。系统结构原理图如图 1 所示。

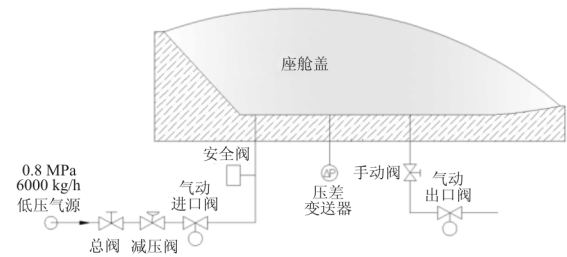


图 1 座舱增压系统结构原理图

Fig. 1 Schematic of cabin pressurization system structure

1.2 控制方案及策略设计

本系统的控制方案是:上位机接收压力传感器模拟信号并进行 K/B 转换,其结果与给定值做比较,反馈至程序内 PID 控制器进行计算,将数据输出至板卡并转化为 4~20 mA 模拟量信号以控制阀门开度,对应线性开度为全关至全开,通过控制两个气动阀(即进口阀与出口阀)的开度,从而控制内部压力,满足加载要求。控制方案如图 2 所示。

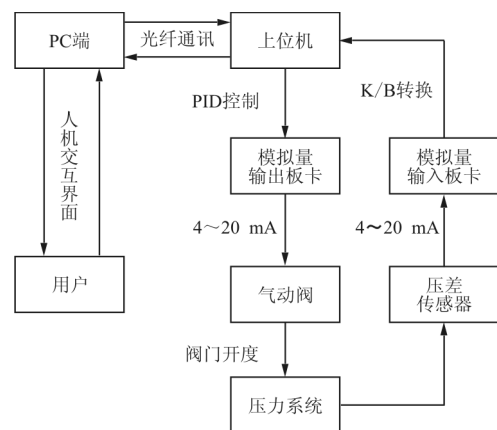


图 2 控制方案

Fig. 2 Control scheme

在加载试验中,需要不断提高压力载荷以确定试验件的疲劳特性。为了保证试验的真实性和加载精度、减少传感器非线性的影响,在进行不同载

荷加载前,需要对传感器进行标定。试验件及传感器的重复拆装所带来的安装误差会持续影响整个试验过程。为了简化试验过程、精确试验数据,通过 LabVIEW 子程序对不同的传感器进行数据标定,并将这些对应关系储存在 ini 文件中,供主程序随时调用。

控制策略主要采用分段控制,将压力曲线分为上升、平稳、下降三个阶段,分别采取不同的 PID 参数加以控制。升压阶段与稳压阶段,出口阀全关,通过控制进口阀来调节舱内压力;降压阶段,进口阀全关,赋予出口阀给定初值,通过控制出口阀来调节舱内压力。本文使用 PID 控制器对座舱压力系统进行控制,通过采用分段控制方法,可以尽可能地做到曲线最优化。

$$Q = \begin{cases} CAP_m \sqrt{\frac{2Mk}{ZRT(k-1)} \left[\left(\frac{P_n}{P_m} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_n}{P_m} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} & \left(\frac{P_n}{P_m} \geq 0.528 \right) \\ CAP_m \sqrt{\frac{Mk}{ZRT} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k}}} & \left(\frac{P_n}{P_m} < 0.528 \right) \end{cases} \quad (1)$$

式中: C 为流量系数; A 为节流口流通面积; P_m 为上游气压; P_n 为下游气压; M 为气体摩尔质量; k 为比热容比; Z 为气体压缩系数; R 为理想气体常数; T 为气体的开氏温度。

2.2 座舱压力模型建模

假设舱内压力分布均匀,座舱压力模型如图 3 所示, Q_1 为进气流量; Q_2 为排气流量; Q_3 为舱内泄露流量; P_0 为大气压力; P_a 为气源压力; P_b 为座舱压力; V_b 为舱内体积; A_1 为进气阀当前流通有效面积; A_2 为排气阀当前流通有效面积; A_3 为泄露量等效面积。

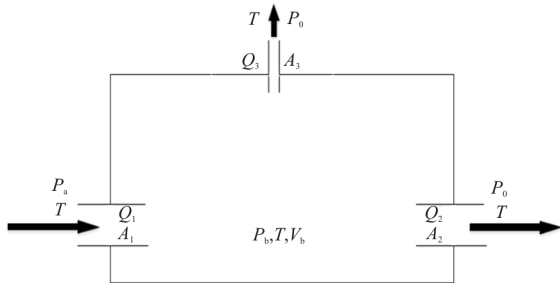


图 3 座舱压力模型

Fig. 3 Pressure model of cabin

2 系统建模

2.1 基本假设

座舱增压系统进行压力试验时,其结构涉及座舱、管道、气动阀等,气体流动状态十分复杂,为便于系统建模,先进行如下必要的假设^[11]:

(1) 忽略温度的影响,假定整个系统的空气温度不变,均等于大气环境温度;

(2) 作理想气体处理,气体在阀口或各个节流口处的流动满足理想气体状态方程;

(3) 等效泄露面积为常数;

(4) 忽略管路的压力损失;

(5) 舱内容积保持恒定。

则气体的质量流量公式为

2.3 电气比例阀建模

电气比例阀的阀芯位置是由比例电磁铁的电磁力与阀出口压力反馈到阀芯上的作用力决定,由牛顿第二定律得到比例压力阀阀芯的力平衡方程为^[12]

$$m\ddot{x} = kI - b\dot{x} - A_f p - k_s(x + x_0) - F_c \text{sgn}(\dot{x}) \quad (2)$$

式中: m 为阀芯构件的总质量; x 为弹簧位移量; x_0 为弹簧的预压缩量; k 为比例阀的电流-力系数增益; I 为控制电流; b 为阀芯运动阻尼系数; A_f 为阀芯端部有效面积; p 为阀的输出压力; k_s 为阀的液动力与反馈弹簧等效刚度; F_c 为库伦摩擦力。

2.4 座舱内压力系统建模

根据理想气体状态方程,舱内压力的微分方程为

$$\frac{MV_b}{RT} \frac{dp_b}{dt} = Q_1 - Q_2 - Q_3 \quad (3)$$

试验过程中,忽略管道内压力损失,进气阀出口压力远小于进口压力,即 $\frac{P_b}{P_a} < M_0$,根据式(1)可

得进气流量为

$$Q_1 = C_1 A_1 P_a \sqrt{\frac{Mk}{ZRT} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k}}} \quad (4)$$

$$A_1 = \pi D \cdot x \quad (5)$$

式中: C_1 为进气阀口流量系数; D 为阀芯直径。

试验过程中, 大气压力与座舱压力之比 $\frac{P_0}{P_b} > M_0$, 根据式(1)可得排气流量 Q_2 与舱内泄露流量 Q_3 分别为

$$Q_2 = C_2 A_2 P_b \sqrt{\frac{2Mk}{ZRT(k-1)} \left[\left(\frac{P_0}{P_b} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_0}{P_b} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \quad (6)$$

$$Q_3 = C_3 A_3 P_b \sqrt{\frac{2Mk}{ZRT(k-1)} \left[\left(\frac{P_0}{P_b} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_0}{P_b} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \quad (7)$$

式中: C_2 为排气阀口流量系数; C_3 为泄露流量系数。

2.5 状态空间方程

对控制过程中的各阶段, 用系统的物理机理建立状态空间方程。对增压与稳压状态, $Q_2 = 0$, 即

$$\frac{MV_b}{RT} \frac{dp_b}{dt} = Q_1 - Q_3 \quad (8)$$

定义系统的状态变量 $z_1 = x, z_2 = \dot{x}, z_3 = P_b$, 系统输入 $u = I$, 系统输出 $y = z_3$ 。

令 $Z = [z_1 \ z_2 \ z_3]^T$, 则有:

$$\begin{cases} \dot{Z} = AZ + Bu \\ y = CZ + Du \end{cases} \quad (9)$$

可知, 传递函数:

$$G(s) = C(sI - A)^{-1} B + D \quad (10)$$

式中: I 为单位矩阵。

对降压状态, 计算方法同上述方法一致, 即 $Q_1 = 0$, 有

$$\frac{MV_b}{RT} \frac{dp_b}{dt} = -Q_2 - Q_3 \quad (11)$$

3 PID 控制器

3.1 PID 控制器的设计方法

PID 控制由于其算法简易、安全性高和鲁棒性好等优点而被应用在各个领域。随着自动控制的发展, PID 控制依然在控制领域中占主导地位。其

输入信号与输出信号的关系为

$$u(t) = K_p \left[e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) dt + T_d \frac{de(t)}{dt} \right] \quad (12)$$

式中: K_p 为比例系数; T_i 为积分时间常数; T_d 为微分时间常数。

实际应用中, 使用增量式 PID 控制算法是通过控制量增量进行控制的方法, 该算法计算量小、不容易受影响, 其表达式为

$$\Delta u(k) = K_p [e(k) - e(k-1)] + K_I e(k) + K_D [e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)] \quad (13)$$

$$u(k) = u(k-1) + \Delta u(k) \quad (14)$$

参数整定以 Ziegler-Nichols 稳定边界法整定 PID 参数最为著名^[13], Ziegler-Nichols 整定公式如表 1 所示。

表 1 Ziegler-Nichols 整定公式

Table 1 Turning formula of Ziegler-Nichols method

控制器类别	整定参数		
	K_p	T_i	T_d
P	$T/(K\tau)$	0	0
PI	$0.9T/(K\tau)$	3.3τ	0
PID	$1.2T/(K\tau)$	2.2τ	0.5τ

按经典 Ziegler-Nichols 设计方法, 通过适当地选择控制器中的 PID 参数, 将系统 Nyquist 曲线上的某一点 $A_0: G(j\omega_0) = r_a e^{j(\pi+\varphi_a)}$ 移动到期望点 $A_1: G_1(j\omega_0) = r_b e^{j(\pi+\varphi_b)}$, 则有公式^[14]:

$$\begin{cases} K_p = K_c r_b \cos\varphi_b \\ T_i = \frac{2}{\omega_c} \left(\frac{1 + \sin\varphi_b}{\cos\varphi_b} \right) \\ T_d = \frac{1}{2\omega_c} \left(\frac{1 + \sin\varphi_b}{\cos\varphi_b} \right) \end{cases} \quad (15)$$

式中: ω_c 为系统 Nyquist 曲线的剪切频率。

选择不同的参数 r_b 和 φ_b , 可以设计出更加稳定的控制器。

3.2 系统模型降阶

座舱增压控制系统是一个复杂的非线性高阶系统, 为了便于研究该系统, 可将原系统模型线性化并降阶拟合为带延迟环节的一阶惯性系统^[7], 具体形式为

$$G(s) = \frac{K}{T_s + 1} e^{-\tau s} \quad (16)$$

式中: K 为系统增益; T 为惯性时间常数; τ 为延迟时间。

而后可解得该系统的惯性时间常数与延迟时间,进而设计出系统 PID 控制器。

3.3 压力控制系统仿真

对于如式(16)所示的座舱增压系统,根据现场测量以及试验数据倒推的方式计算公式中参数的具体值,故座舱增压系统增压与稳压阶段的传递函数为

$$G(s) = \frac{1.933}{165.3s + 1} e^{-1.3s} \quad (17)$$

利用座舱增压系统的传递函数,可以得到 PID 控制仿真模型,如图 4 所示。

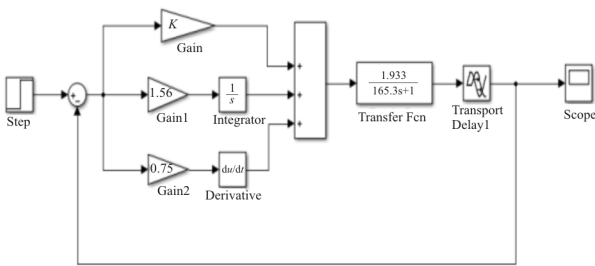


图 4 控制系统仿真模型图

Fig. 4 Simulation model of control system

按改进经典 Ziegler-Nichols 方法进行 PID 调参控制,可大幅减小该一阶惯性系统的震荡幅度,仿真设计结果如图 5 所示。

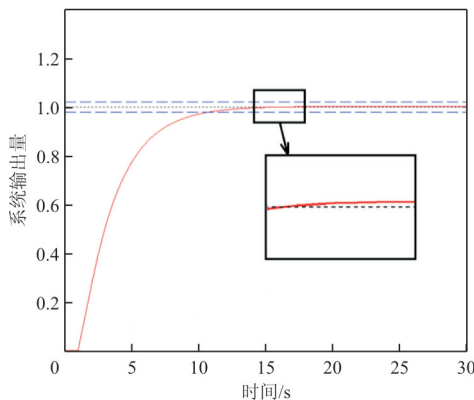


图 5 仿真设计结果

Fig. 5 Simulation results of PID controller design

从图 5 可以看出:系统输出最大超调量为 0.3%,输出量进入 2% 误差带的调整时间为 10.8 s,证明了该控制系统的稳定性,能够满足座

舱增压系统的试验要求。

4 测控系统的功能开发

目前最为常用的虚拟软件是 LabVIEW,它是美国国家仪表设计的虚拟仪器开发平台,是一款功能强大、工具多样的图形化编程语言,主要用于设备控制、数据采集、数据处理、工业过程仿真及控制等领域^[15]。LabVIEW 通过 VISA 技术、MODBUS 通讯技术、自定义硬件设备技术可以支持各类硬件的通讯。

上位机软件是通过 LabVIEW 平台开发的一套压力系统软件,满足座舱增压系统的试验要求。该软件主要功能包括:参数设置、零点采集、数据采集及保存、数据分析回放等功能。

根据上述功能要求,程序结构分为四个模块:数据采集模块、参数设置模块、手动调节模块、报警及处理模块。

数据采集模块主要负责显示,将采集的参数数据进行处理、显示及保存,包括的功能有数据采集、数据回放。该模块主要由 NI 公司的 PXIe 输入模块将压力信号传至上位机,供 LabVIEW 调用并编写程序加以完成。参数设置模块包括的功能有:传感器参数标定、参数上下限设置、座舱加压曲线参数设置。手动调节模块用于各个执行机构功能检测,即阀门开关。报警及处理模块用于重要执行机构的急停、故障报警、生成故障报表等。

其中最重要的模块是手动调节模块,该模块需要满足的要求是:使低压气源传来的气体受电气比例阀控制,电气比例阀能够接收模块输出的 4~20 mA 信号,对应输出线性阀门开度从全关到全开。手动调节模块程序框图如图 6 所示。

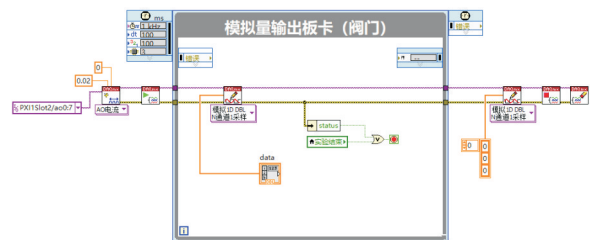


图 6 手动调节模块程序框图

Fig. 6 Program block diagram of manual adjustment module

程序运行后,对压力曲线及 PID 参数进行输

入设定,然后进入压力曲线 PID 控制阶段,在整个程序运行的过程中,需保证试验设备的安全。操作流程如图 7 所示。完成曲线任务后,试验人员可根据自定的要求做出筛选,重新调整 PID 参数,如此迭代以完善曲线特性。

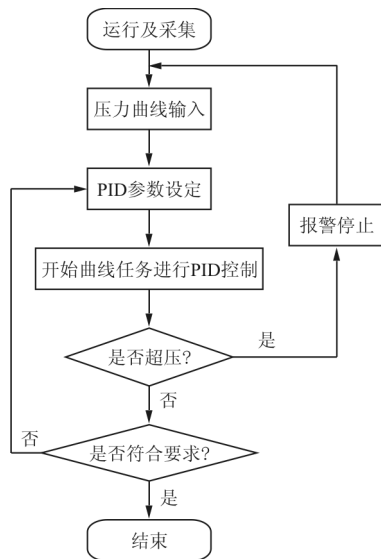


图 7 操作流程图

Fig. 7 Flow chart of operation

5 试验结果与分析

为验证座舱增压系统控制方案的可行性,对现场搭建的座舱增压控制系统试验台按操作流程进行试验,现场试验压力曲线如图 8 所示。由于现场存在一定的信号干扰,已在程序中做了相应的滤波处理,保证测量精度在 ± 0.5 kPa 范围内。

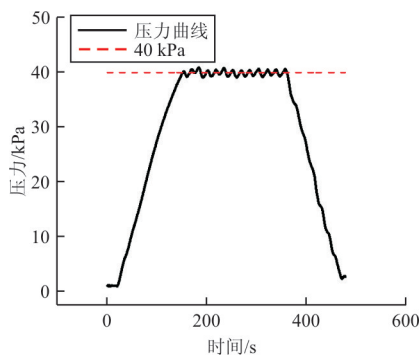


图 8 现场试验压力曲线图

Fig. 8 Curve of field test pressure

从图 8 可以看出:增压阶段与降压阶段,压力系统的跟随性较好,满足压力模拟跟随偏差 $\pm 5\%$ (FS)的试验要求;稳压阶段,曲线出现轻微波动是

由于现场干扰信号的不稳定性以及存在一定的气体泄露量等客观因素造成的。数据表明稳压阶段曲线表现较为稳定,系统稳定性较好。整条曲线的控制精度保持在 ± 1 kPa 范围内,满足试验要求。

对于一条完整的试验曲线来说,软件从输入曲线起就可将其分解为各个上升、平稳、下降阶段,由此可以设定各个阶段的 PID 参数。而本文试验曲线的增压阶段较降压阶段更为稳定,说明增压阶段的 PID 参数整定较降压阶段更优。

6 结论

(1) 采用分段 PID 控制器能增强座舱增压系统的稳定性,有效提高系统的输出精度。

(2) 本文设计的分段 PID 控制器提高了飞机座舱盖试验台增压系统的控制精度与试验效率,且试验台满足各项技术要求,可为今后飞机座舱盖试验台增压系统的控制器设计与调试提供参考依据。

参考文献

- [1] FURLONG O D. Fluidic cabin pressure control systems for military and civil aircraft[J]. The Aeronautical Journal, 1971, 75(5): 361-374.
- [2] 聂进方,潘泉,石国刚. 数字气动式座舱压力控制系统性能[J]. 南京理工大学学报, 2014, 38(1): 83-88.
NIE Jinfang, PAN Quan, SHI Guogang. Performance of digital electro-pneumatic cabin pressure control system[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2014, 38(1): 83-88. (in Chinese)
- [3] TAYLOR P J. Cabin pressure control systems for general aviation aircraft[R]. USA: SAE, 1980.
- [4] ETTL H U. Modern digital pressure control system: AIAA-88-3948-CP[R]. Orlando, USA: AIAA, 1988.
- [5] LEE B. Electronic pressure regulator: AIAA-90-1940[R]. Orlando, USA: AIAA, 1990.
- [6] 常海娟,庞丽萍. 战斗机高空综合环境模拟舱压力控制策略研究[J]. 兵工学报, 2008(11): 1405-1408.
CHANG Haijuan, PANG Liping. Study on pressure control strategy of high-altitude multi environmental parameter simulation cabin system [J]. Acta Armamentarii, 2008 (11): 1405-1408. (in Chinese)
- [7] 韩叶飞,方刚,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(自然科学版), 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 Jiao Tong University (Natural Science Edition), 2011, 45(7): 1074-

1079. (in Chinese)
- [8] 聂进方, 潘泉, 张大林. 基于 Labview 的高空模拟舱模拟特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(4): 594-598.
NIE Jinfang, PAN Quan, ZHANG Dalin. Performance investigation of high-altitude simulation cabin based on Labview[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(4): 594-598. (in Chinese)
- [9] 武艳, 张大林. 数字电子气动式座舱压力控制系统模型及性能分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(3): 324-328.
WU Yan, ZHANG Dalin. Modeling and performance analysis of digital electronic-pneumatic cabin pressure control system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(3): 324-328. (in Chinese)
- [10] 郑新华. 气动式座舱压力调节系统关键技术研究及优化设计[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
ZHENG Xinhua. Key technology and optimization of pneumatic cabin pressure regulating system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [11] 郭晓敏. 数字式座舱压力控制系统性能仿真研究——SM 软件环境下[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
GUO Xiaomin. A simulation research on the aircraft numerical cabin pressurization control system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [12] 钟圣国, 彭光正. 利用电/气比例阀的容腔压力控制系统的建模与仿真[J]. 机床与液压, 2004(10): 90-92.
ZHONG Shengguo, PENG Guangzheng. Modeling and simulation about pneumatic pressure control system based on proportional pressure valve[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2004(10): 90-92. (in Chinese)
- [13] ANG K H, CHONG G C, LI Y. PID control system analysis, design, and technology[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2005, 13(4): 559-576.
- [14] XUE D Y, CHEN Y Q, ATHERTON D P. Linear feedback control analysis and design with MATLAB[M]. Philadelphia, USA: SIAM Press, 2007: 187-198.
- [15] ZHAO Junpeng, LIU Xinfu. Research on PID controller for hydraulic servo system based on LabVIEW[C]// International Conference on Fluid Power and Mechatronics. USA: IEEE, 2015: 1184-1187.

作者简介:

涂喻昕(1996—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机控制。

马春香(1981—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:环控系统试验。

张贤锦(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:环控系统试验。

杨 蓓(1979—),女,硕士,副教授。主要研究方向:航空发动机控制。

王 云(1966—),男,博士,教授。主要研究方向:航空发动机。

(编辑:马文静)

(上接第 96 页)

- LIU Kang. Research on gravity fuel supply calculation of aircraft based on flowmaster[J]. Aircraft Design, 2019, 39(3): 48-51. (in Chinese)
- [13] 高泽海, 马存宝, 宋东. 基于 Flowmaster 的飞机燃油供油系统仿真研究[J]. 计算机测量与控制, 2015, 23(5): 1703-1705, 1709.
GAO Zehai, MA Cunbao, SONG Dong. Research of aircraft fuel feeding system based on flowmaster simulation[J]. Computer Measurement & Control, 2015, 23(5): 1703-1705, 1709. (in Chinese)
- [14] 刘涛, 张明, 王广基. 基于 Flowmaster 的冷却系统仿真研究[J]. 中国工程机械学报, 2018, 16(2): 175-177, 182. (in Chinese)
LIU Tao, ZHANG Ming, WANG Guangji. Simulation research for cooling system based on Flowmaster[J]. Chinese Journal of Construction Machinery, 2018, 16(2): 175-177, 182. (in Chinese)
- [15] 兰江, 朱磊, 赵竟全. 基于 Flowmaster 的多喷嘴射器建模与仿真[J]. 系统仿真学报, 2016, 28(2): 410-415.
LAN Jiang, ZHU Lei, ZHAO Jingquan. Modeling and simulation of multi-nozzle ejector based on Flowmaster[J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(2): 410-415. (in Chinese)

作者简介:

温占永(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人机燃油系统设计。

(编辑:马文静)