

# ARJ21 飞机环控功能自动化试验系统研制

## Research of Automation Function Test System for ARJ21 ECS

上海交通大学机械与动力工程学院 韩叶飞 胡永祥 姚振强  
上海飞机制造有限公司 陈永康 严志刚

**[摘要]** 阐述了飞机环境控制系统功能试验的内容和国内新一代 ARJ21 支线飞机环控功能试验的现状,提出研制飞机环控功能自动化试验系统的架构,研究了飞机环控功能自动化试验中大流量压缩空气流量测量与座舱升降压速率测量的技术方法,最后给出了试验空气加热温度与座舱压力的控制结构。

**关键词:** ARJ21 环控系统 功能试验 自动化

**[ABSTRACT]** The content of aircraft environment control system (ECS) function test and the current situation of ECS function test for ARJ21 aircraft are illustrated. The architecture of automation function test system for ARJ21 ECS is presented. The application methods of air flow and cabin pressure variation rate measurement are discussed. Finally, the control structure of testing air temperature and cabin air pressure is put forward.

**Keywords:** ARJ21 Environment control system Function test Automation

飞机环境控制系统(Environment Control System, ECS)主要用于对飞机座舱及驾驶舱内的空气、温度与压力进行控制调节,限制管路供气温度与压力在要求的极限,保证座舱、驾驶舱内具有一定的温度、压力、空气流速、湿度和空气清洁度等,以满足机上乘员的正常工作、生活的必要条件<sup>[1]</sup>。在飞机总装制造阶段,必须通过地面试验设备完成飞机环境控制系统的功能试验,确保飞机在首飞前环境控制系统各功能部件能正常工作,性能指标满足工程要求,以保证飞行过程中乘员生命安全、乘坐舒适性以及飞机飞行安全。

国外飞机环控系统功能试验系统由于技术保密等原因,相关文献资料较少;国内相关研究主要集中在飞机环控系统自身的优化与控制方面<sup>[2-4]</sup>,而对于飞机环控功能试验技术关注较少。目前,我国具有自主知识产权的 ARJ21 飞机正进入批生产阶段,传统手动控制试验设备很大程度上限制了 ARJ21 飞机环控功能试验效率和质量的提高。

针对 ARJ21 飞机批产对实现环控功能试验自动化的迫切需求,本课题分析了 ARJ21 飞机环控功能试验的

特点,建立了环控功能自动化试验系统的架构;在此基础上,研究了飞机环控功能自动化试验系统研制中相关的试验参量测试与控制方法。

## 1 ARJ21 飞机环控功能试验

ARJ21 飞机总装配阶段采用地面气源代替飞机发动机气源进行环控系统功能试验,ARJ21 飞机作为我国新一代民用支线飞机,相对于传统型号飞机环控功能试验,其试验的工程要求更高,主要体现在以下几个方面:

- 空调系统试验空气流量要求  $\geq 3600\text{kg/h}$ ;
- 空调系统试验空气温度控制到  $150\sim 170^\circ\text{C}$ ;
- 空气流量测量的精度优于  $\pm 1\%$ ;
- 座舱压力控制精度优于  $\pm 0.05\text{psi}$  ( $0.34\text{kPa}$ )。

另外,ARJ21 飞机环控功能试验主要包括的项目有:

- 座舱与空调管路气密性检查试验;
- 座舱压力调节系统功能检查试验;
- 座舱空气温度调节系统功能试验;
- 防冰和除冰系统功能试验。

用于 ARJ21 飞机研制环控功能试验的地面设备基本满足完成上述试验项目的需求,该套设备在国内民航领域已属领先,其手动操作控制台如图 1 所示。



图1 ARJ21飞机环控功能试验手动控制台照片

Fig.1 Photo of manual console for ARJ21 ECS function test

该套设备用于 ARJ21 飞机 101 ~ 104 架试验型号的环控系统功能试验,但试验过程依然沿袭过去几十年来的手工操作模式,实际试验中反映出以下问题:

(1) 试验测量设备大多为指针式仪表,试验参数显示分散,数据记录性差;

(2) 试验参数控制装置布置分散,主要依靠手动调节,试验过程中需要多人协调操作;

(3) 座舱试验手动调节控制的设定压力值易漂移,需要人工不断地调节校正;

(4) 空调试验中空气流量的波动对飞机空调管路入口处的温度变化影响大,难以稳定控制。

上述原因导致了 ARJ21 飞机环控功能试验的效率低下,为满足 ARJ21 飞机批生产对总装制造阶段环控功能试验质量与效率提升的需求,迫切要实现飞机环控功能试验的自动化。

## 2 ARJ21 飞机环控功能自动化试验系统

针对 ARJ21 飞机环控试验特征以及工程技术要求,环控功能自动化试验系统的总体架构如图 2 所示,分为设备层、控制层与人机交互层 3 个层次。

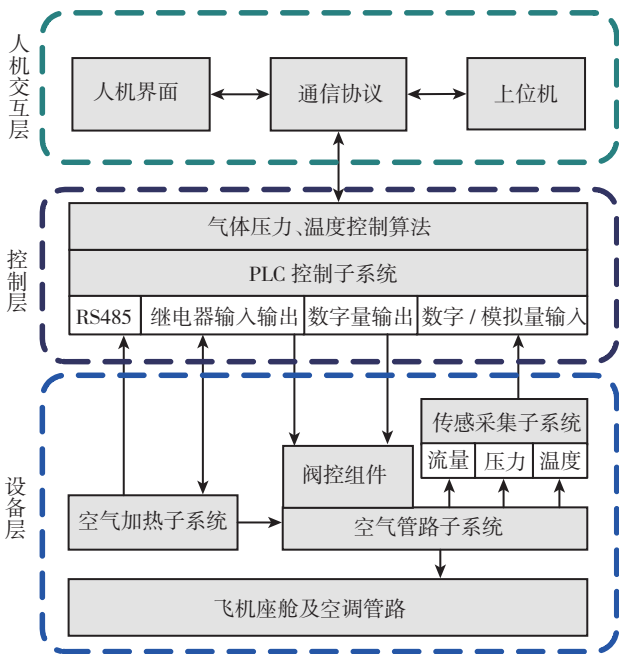


图2 ARJ21 飞机环控功能自动化试验系统架构

Fig.2 Architecture of automation function test system for ARJ21

设备层主要由飞机座舱与空调管路子系统、空气管路子系统、空气加热子系统与传感采集子系统 4 部分组成。飞机座舱与空调管路子系统作为试验测试对象,在飞机上提供相应的进气口,供试验设备通过其输入特定压力、温度与流量的空气,按要求完成各类试验。空气管路子系统主要包括空气管道系统与各种阀控组件组成。阀控组件主要包括各类截止阀、减压阀与电气比例阀。阀控组件响应控制层的各类控制信号,实现空气管道系统各个环节的动作控制,主要包括气源开关控制、主管路节点开关控制、管路气体流量与压力调节控制、

冷热空气混合控制等方面。空气加热子系统主要实现管路子系统空气加热控制,通过 RS485 通信接口、继电器输入输出等与控制层 PLC 系统连接,接收控制层发出的控制信号,按照试验要求实现操作控制与加热功率自动调整,实现管路子系统空气温度的调节。传感采集子系统主要实现管路系统和飞机入口关键节点压力、温度与流量数据的采集,并反馈给控制层用于试验参数调节。

控制层的核心是 PLC 控制子系统,PLC 以其高可靠性、适应工业过程现场、强大的联网功能等特点,非常适合作为飞机环控功能试验的控制硬件。PLC 控制子系统中运行环控功能自动化试验程序,实现对设备层的数据采集与流程控制;同时与上位机进行通信以实现人机交互。此外,PLC 控制程序中植入温度与气压控制算法,根据试验要求实现大流量压缩空气加热过程与飞机系统充气压力的自动调节控制。

人机交互层基于特定的通信协议实现上位机与 PLC 控制子系统的通信,如 Siemens PLC 使用的 PPI、MPI 与 Profibus DP 通信协议,在通信适配器支持下,采用 Profibus DP 方式的通信速率较高,可达 1.5MB/s。上位机的人机交互界面可通过工业组态软件开发构建,通过上位机界面可以实现对整套系统设备和测试过程的实时监测与控制,完成试验数据记录并打印试验结果报告。

ARJ21 飞机环控功能自动化试验系统核心功能是实现试验参数的测量与控制,对于飞机环控功能试验的特殊性,传统的测量与控制方法难以获得令人满意的效果,应综合考虑试验对象的特点与试验技术要求,选取适宜的测量与控制策略。

## 3 ARJ21 飞机环控功能试验参数的测量

飞机环控功能试验参数的测量主要通过对试验空气参数的测量来反映环控功能部件的工作性能,如测量一定气压下座舱空气泄漏量以检测座舱气密性。采用高精度数字测量传感器可以满足一般参数的测量要求,但对环控功能试验中特殊的测量对象应使用合理的测量方法。

### 3.1 环控功能试验空气流量的测量

传统的飞机环控功能试验空气流量的测量多采用体积流量法,流量测量设备一般采用孔板、文丘里、流量喷嘴差压式流量计或涡街流量计等。ARJ21 飞机环控功能试验系统气动管路中阀门、弯头、缩径、扩径等管道变化造成气体沿管径的流速分布不均匀,使一般的差压流量计测量精度下降,同时管路形状变化造成气流冲击振动以及管路空气被快速加热,使气体流量测量条件进

一步恶化,传统飞机环控功能试验中使用的流量计难以到达新一代民机环控试验流量测量的工程要求。

V-Cone 型流量计是一种新型差压流量计,但目前在国内应用的还不是很多<sup>[5]</sup>。V-Cone 流量计的测量原理与其他差压流量计基本相同,但是由于其采用独特的 V-Cone 锥形体设计,利用锥体对上游的流速分布曲线重新“整流”,经过锥体“整流”后的流体分布比较均匀,可保证流量计在恶劣的条件下获得较高的测量精度。V-Cone 流量计的结构原理如图 3 所示。

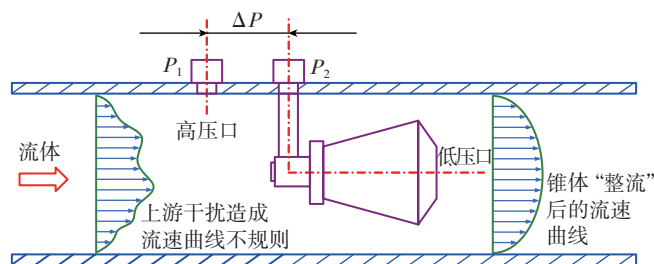


图3 V-Cone型流量计的原理结构  
Fig.3 Illustration of V-Cone flowmeter

采用 V-Cone 型流量计测量飞机 ECS 功能试验中的空气流量,并进行温度与压力的补偿,以此得到试验空气的质量流量测量值,其基本计算公式如下:

$$Q_m = KY\sqrt{\Delta P \cdot \rho_T} \quad (1)$$

式中:  $Q_m$  为气体质量流量;  $K$  为仪表常数,无量纲,因不同流量计而异;  $Y$  为无量纲气体膨胀系数;  $\Delta P = P_1 - P_2$ ;  $\rho_T$  为在压力为  $P_1$ 、温度为  $T$  时的气体密度。对于 V-Cone 型流量计,其仪表常数  $K$  为:

$$K = \frac{\pi}{4} \sqrt{2g} \frac{D^2 \beta^2}{\sqrt{1 - \beta^4}} C_f \quad (2)$$

其中,  $\beta = \frac{\sqrt{D^2 - d^2}}{D}$  ,  $(3)$

式中,  $g$  为重力加速度;  $D$  为管道内径;  $d$  为锥体最大外径;  $\beta$  为直径比;  $C_f$  为流量系数。

V-Cone 型流量计相对于普通的差压流量计,量程比宽,差压信号波动小,适应恶劣工况的能力强,长期稳定性好,测量值的精度可达  $\pm 0.5\%$ 。V-Cone 型流量计用于测量试验空气质量流量,比传统的飞机环控功能试验流量测量精度有较大提高,特别在用于座舱气密性功能检查试验时,相对于传统的压降法,检测精度与效率均有大幅提高。

### 3.2 座舱升降速率的数字化测量

ARJ21 飞机座舱气密性检查与座舱调压功能试验中,使用地面气源向座舱内充气增压,座舱的充放气过程必须控制座舱内的压力变化率,测量座舱压力变化率

的传统方法是使用升降速度表。升降速度表测量飞机高度变化的快慢(称为爬升率或升降速率),表内安装的开口膜盒与飞机静压管相连,通过毛细管限制表内气压变化的快慢,飞行高度变化时飞机静压改变,膜盒发生变形并通过指针反映飞机高度变化的速率。升降速率表的结构原理如图 4 所示。

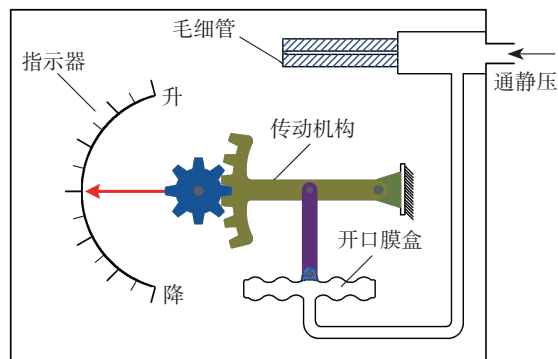


图4 飞机升降速率表结构原理  
Fig.4 Illustration of aircraft vertical speed indicator

飞机 ECS 功能试验中通过改变座舱余压模拟飞机爬升及下降时座舱调压过程,升降速率表显示的测量值为高度变化率,其本质反映的是座舱压力变化率,飞机环控功能试验中座舱的压力变化率一般控制在  $3\sim 5\text{m/s}$ 。但升降速率表为膜盒结构的指针式机械仪表,其测量值不能直接用于飞机环控功能试验过程的自动控制,若要实现试验过程的自动监控,必须采用数字化仪表测量飞机座舱压力变化率。

ARJ21 飞机环控功能试验中,座舱最大余压为  $8.35\text{psi}$  ( $57.56\text{kPa}$ ),相当于海平面与  $6000\text{m}$  高空的大气压差,该海拔高度属于对流层,则大气压强  $p$  与海拔高度  $h$  具有如下相互关系<sup>[6]</sup>:

$$p = 1012.9 \left( \frac{288.14 - 0.00649 \times h}{288.08} \right)^{5.262} \quad (4)$$

由图 5 中可以看出海拔  $0\sim 6000\text{m}$  内大气压强基本呈线性变化规律,通过最小二乘法拟合可以得到大气压强变化率  $\dot{p}$  与海拔高度变化率  $\dot{h}$  的近似线性关系为:

$$\dot{p} = -8.9831 \cdot \dot{h} \quad (5)$$

因此,可以采用高精度压力传感器测量飞机座舱压力,利用计算机或控制器对采集的测试数据进行差分运算与软件滤波处理,即可将得到的压强变化率转化为高度变化率,数据处理的结果可直接用于试验参数的组态显示与过程控制。这种以软件处理代替硬件结构的方式,不仅可以简化系统的测量设备,与机械式升降速率表相比,测试精度亦有较大提高。

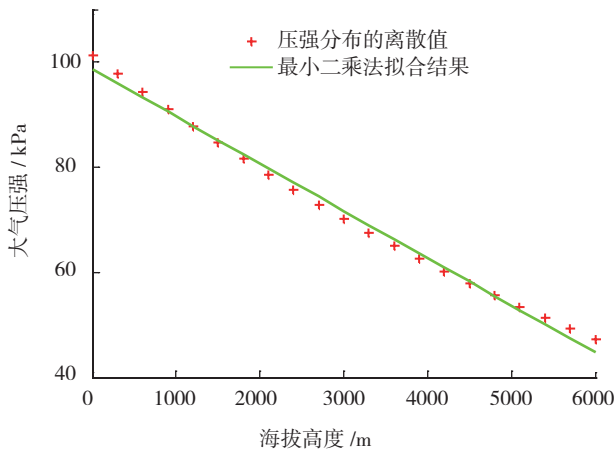


图5 海拔6000m内的大气压强变化规律  
Fig.5 Law of atmospheric pressure below 6000m altitude

### 3.3 试验参数的无线测量传感技术

ARJ21 飞机环控功能试验中测试飞机系统的主要空气参数有座舱压力、空调管路压力与温度,传统的飞机环控功能试验需使用导气软管、温度补偿导线将飞机系统内的压力与温度测量信号引入到试验控制台,现场布线比较凌乱,人员的走动或设备的移位拖动经常导致连接管线的脱离或松弛,使测试信号中断。采用无线测量传感技术可以避免上述问题,无线测量传感系统主要有无线测量变送器、无线接收模块、通信串口、计算机或相应的控制器构成,如图 6 所示。

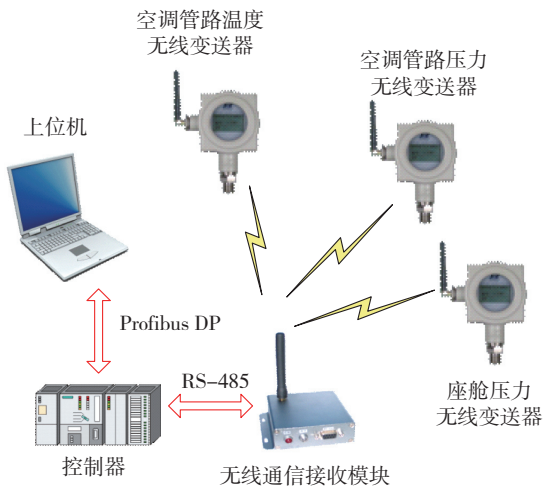


图6 无线测量传感系统的构成  
Fig.6 Structure of wireless measuring system

无线测量变送器体积小、重量轻、使用安装方便,可直接测量飞机环控功能试验过程中飞机系统的空气状态参数,实现测量信号无线传输;配合无线通信接收模块使用,上位机可直接通过组态画面实时监测采集数

据,从而对飞机系统内的空气参数实行远程监测、调节和控制。无线通信接收模块通过 RS-485 串口与上位计算机或 PLC 控制器通信,通信协议为 Modbus 或自由口通信协议。图 6 中所示的无线通信发送 / 接收采用频率为 433HZ 的射频芯片;接收模块直接以 RS-485 串行通信方式与 PLC 控制器中的通信模块连接,上位机再以 PLC 控制器的通信方式(如 Siemens Profibus DP)读取 PLC 通信模块接收的测量数据。

## 4 ARJ21 飞机环控功能试验参数的控制

ARJ21 飞机环控功能试验中的参数控制采用 PID 控制器, PID 控制器因其结构简单、稳健性好而成为工业过程控制中最常用的控制器。仅采用单回路 PID 控制结构对于试验中大流量压缩空气加热温度或座舱试验空气压力往往达不到预期的效果,在 PID 闭环控制的基础上,对控制器的结构进行改进优化可取得较好的控制效果。

### 4.1 大流量压缩空气加热温度的控制

ARJ21 飞机空调系统功能试验要求空调系统入口管路的空气快速升温,试验系统必须具备对大流量压缩空气进行快速加热升温的能力。采用大功率管式空气电加热炉作为飞机 ECS 功能试验系统的加热装置,可满足飞机空调功能试验空调入口空气温度控制的工程要求。管式空气电加热炉的热效率可达到 90%,内部空气温度最高可达 750℃ 而壳体温度只有 50℃ 左右;升温 and 降温速率较快,可达 10℃ / s;多台管式空气电加热炉并联使用,可以将大流量压缩空气加热到所需温度。但是连接空气电加热炉出口与飞机空调系统功能试验接口的管路较长,直接采用单回路 PID 控制结构,电加热炉的出口空气往往被加热到较高的温度,而气动管道上的设备,如传感器、流量计、控制阀等,其耐温极限通常 ≤ 350℃,这就可能造成温度控制过程中管道空气温度过高而损坏测量仪器与气动执行设备。同时,通过调节电加热炉加热功率实现飞机空调管路入口温度控制的单回路系统具有大惯性、大迟滞的特点,系统输出的稳定时间长,波动范围大,不易实现对输出温度的稳定控制。

对于 ARJ21 飞机空调系统功能试验中温度的控制,一方面保证空调管路入口的升温速度较快,应提高空气电加热炉出口的温度,同时确保管道中空气最高温度低于管路上设备所能承受的温度限制;另一方面应设法减小控制系统的惯性与迟滞。对此, ARJ21 飞机空调系统管路试验的温度控制采用如图 7 所示的控制结构,该控制结构采用 2 个 PID 控制回路,分别对电加热炉的出口温度、试验系统管路中的冷空气调节阀(左)与热空气

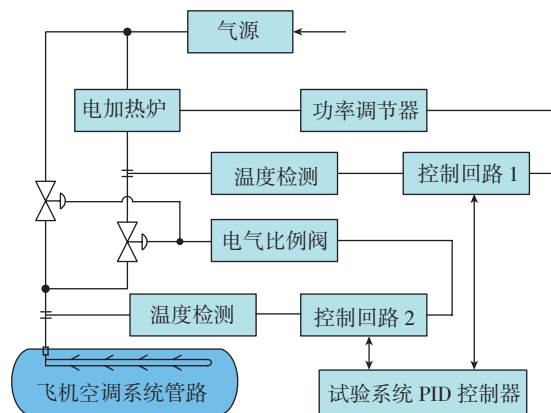


图7 飞机空调功能试验系统温度控制结构  
Fig.7 Structure of temperature control for aircraft air-condition function test system

调节阀(右)进行控制,其中冷空气调节阀常闭,热空气调节阀常开。控制回路1设定电加热炉输出的空气温度为 $350^{\circ}\text{C}$ ,可保证气动管道上的设备在可承受的温度范围内工作;控制回路2根据飞机空调系统管路入口处的温度反馈控制电气比例阀的输出压力调整冷、热空气调节阀的相对开度,改变气动管路中冷热空气的混合比例,从而实现快速调温的目的。采用上述控制结构可确保飞机空调管路入口温度的控制特性满足试验的技术要求。

#### 4.2 飞机座舱压力的精确控制

ARJ21飞机环控功能试验中座舱压力的精确控制是保证座舱气密性检查与调压功能试验高质量完成的关键。在试验过程中按试验大纲规定的压力制度对座舱进行充气增压,即从初始压力为零按一定升压速率增高至 $4\text{psi}$  ( $27.58\text{kPa}$ ),测试气密座舱的泄漏量,该测试完成后继续升压至 $8\text{psi}$  ( $55.16\text{kPa}$ )并稳压,完成相关测试后再次升压至 $8.35\text{psi}$  ( $57.57\text{kPa}$ ),待完成全部座舱功能试验后再将座舱泄压。由于飞机座舱容积较大,其充气升压控制系统是一个大惯性系统。此外,在飞机总装制造阶段气密座舱各部件尚未完成全部调试,试验初始阶段座舱的泄漏量往往较大,通过调试排故可逐步将座舱的泄漏量控制在工程要求的范围内,但这导致飞机座舱压力控制是一个变参数系统。因而,飞机环控功能试验中座舱压力调节控制系统是一个大惯性、非线性系统,对其进行自动控制,采取传统的PID控制方法,单一PID控制参数很难在多工况的飞机座舱功能试验中取得满意的控制效果。

为满足飞机环控功能试验座舱压力在多工况条件下的控制要求,则需采用现代自适应控制技术,其中采用模糊变增益PID控制器是一种比较有效的控制方法,

其结构如图8所示。该控制结构在传统PID控制器上增加了一级模糊控制器,模糊控制器是由模糊规则集合构造而成,该规则集合描述了在各种情况下如何选择PID增益<sup>[7]</sup>。

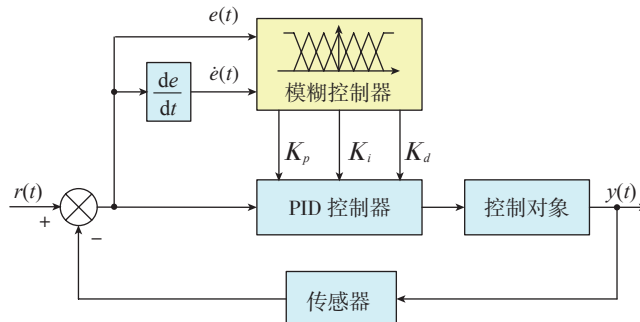


图8 模糊变增益PID控制器的结构  
Fig.8 Structure of fuzzy PID controller with variable gain

在座舱压力的模糊变增益PID控制中,根据专家经验定义比例增益 $K_p \in [K_{p\min}, K_{p\max}]$ 和积分增益 $K_i \in [K_{i\min}, K_{i\max}]$ ,并将 $K_p, K_i$ 通过线性变换归一化成0~1之间的数:

$$K'_p = \frac{K_p - K_{p\min}}{K_{p\max} - K_{p\min}}, \quad (6)$$

$$K'_i = \frac{K_i - K_{i\min}}{K_{i\max} - K_{i\min}}, \quad (7)$$

而微分增益参考积分增益给出:

$$K_d = \alpha K_i. \quad (8)$$

模糊控制器对系统输入量 $e(t)$ 与 $\dot{e}(t)$ 进行模糊化,建立模糊IF-THEN推理规则,其形式为:如果 $e(t)$ 是 $A_n$ ,且 $\dot{e}(t)$ 是 $B_n$ ,则 $K'_p$ 是 $C_n$ , $K'_i$ 是 $D_n$ , $\alpha$ 是 $E_n$ 。

模糊控制器中的推理机根据推理规则和 $e(t)$ 与 $\dot{e}(t)$ 隶属度函数,对参数 $K'_p, K'_i$ 和 $\alpha$ 进行解模糊,从而得到优选的PID控制增益:

$$K_p = K'_p(K_{p\max} - K_{p\min}) + K_{p\min}, \quad (9)$$

$$K_i = K'_i(K_{i\max} - K_{i\min}) + K_{i\min}, \quad (10)$$

$$K_d = \alpha K_i. \quad (11)$$

模糊变增益PID控制充分利用了PID控制与模糊控制的各自优点,既保留了PID控制器没有静差的特性,又能获得模糊控制减弱干扰和参数变化对控制效果影响的能力,尤其适合非线性、参数时变系统的控制,应用到飞机环控功能试验中座舱压力控制系统中可获得非常理想的控制特性。(下转第95页)