

文章编号:1674-8190(2017)04-471-08

# 非正常情况下民机座舱压力控制系统性能分析

杨文强, 郭涛, 成杰

(第一飞机设计研究院 机电系统设计研究所, 西安 710089)

**摘要:** 非正常情况下, 民机座舱压力控制系统难以进行地面验证, 为了解决该问题, 从工程实际出发, 建立系统数学模型, 开展全飞行包线内系统性能仿真分析; 同时, 针对非正常情况(包括单空调组件故障、应急卸压、爆炸减压)下的系统性能进行仿真分析。结果表明: 单组件故障时对座舱压力影响较小; 飞机应急卸压时满足适航要求; 爆炸减压时卸压很快, 不同破孔面积对应的减压时间差别很小。

**关键词:** 飞机座舱; 压力控制; 单空调组件故障; 应急卸压; 爆炸减压

中图分类号: V245.3<sup>+</sup>4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.04.016

## Analysis of Civil Aircraft Cabin Pressurization System Performance under Abnormal Conditions

Yang Wenqiang, Guo Tao, Cheng Jie

(Department of Mechanical and Electrical System, The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** Under abnormal conditions, the civil aircraft cabin pressurization system is difficult to take the ground verification. In order to solve the problem a system mathematical model is established from the engineering practice. Based on this model, the system performance under flight envelope, as well as its performance under abnormal conditions, such as single failure of air conditioning pack, emergency depressurization and burst depressurization is simulated and analyzed. The result shows that single failure of air conditioning pack is of little influence on system performance, and emergency depressurization can meet the requirement of airworthiness standards. For burst depressurization, cabin depressurizes quickly and the pressure dump time is nearly the same with different leak area.

**Key words:** aircraft cabin; pressure control; fault of single air conditioner component; emergency depressurization; burst depressurization

## 0 引言

航空生理学研究表明, 人如果长期暴露于高空低压环境下, 会出现高空减压等症状, 情况严重时, 会危及生命; 而且人在周围压力变化很快的环境下, 也会出现各种不适症状, 例如航空性中耳炎等。综上可知, 人体对低压和环境压力的不断改变是有一个承受极限值的, 若超过了该极限值, 便会危害

人体健康, 甚至危及生命<sup>[1]</sup>。如何将飞机座舱内的压力控制在人体能承受的范围, 并且不受飞行环境的限制, 是座舱压力控制系统亟需解决的问题。

飞机座舱压力控制系统是飞机环境控制系统的重要组成部分, 主要负责控制并调节座舱中的压力参数, 以保证在不同飞行高度下, 座舱内的压力均能满足人体生理需求, 同时还需保证机身结构完好。随着人们对飞机舒适性和安全性要求的不断提高, 以及控制技术的不断发展, 对座舱压力控制系统各个组件的控制精确性与使用要求也越来越高。

国外, 飞机座舱压力控制系统经历了气动式、

收稿日期: 2017-03-15; 修回日期: 2017-09-05

通信作者: 杨文强, ywq801@163.com

电子气动式、电子电动式(包括模拟电子/电动式和数字电子/电动式)、集中控制式等发展阶段<sup>[1]</sup>。气动式座舱压力控制系统是指控制机构敏感元件所感受的气动信号经过传递或放大后,直接作动执行机构。电子气动式座舱压力控制系统是指将控制机构敏感元件所感受的电、气信号连接成一自动系统,再由该系统提供的电、气信号经过力矩马达转换为气动信号,作动执行机构。数字式(即数字电子/电动式)座舱压力控制系统是指采用全数字控制回路,通过控制机构敏感元件所感受的数字信号转换为电信号,直接控制执行机构的电动机。目前,许多大型先进旅客机均采用数字式座舱压力控制系统,例如 B757、B767、A320、A340 等。集中控制式座舱压力控制系统是指将座舱压力调节与引气控制组合为一体进行集中控制,目前,仅 B777 采用了集中控制式座舱压力控制系统<sup>[2-4]</sup>。

国内,关于飞机座舱压力控制系统的研究起步较晚,且主要以仿制为主。目前,我国多数军用飞机、歼击机仍主要采用纯气动式座舱压力控制系统;关于电子气动式座舱压力控制系统的研究是在 20 世纪 70 年代末才开展的,现已在一些机型上得到应用<sup>[5-11]</sup>;关于数字式座舱压力控制系统的研究还处于起步发展阶段<sup>[12-14]</sup>。国内对于飞机座舱压力控制系统的研究主要集中在正常情况下其性能分析,包括气动式座舱压力控制系统的性能分析及关键部件改进<sup>[6]</sup>,系统可靠性评估<sup>[15]</sup>,数字电子气动式系统稳定性及动态性能研究<sup>[10-11,14,16]</sup>,数字式座舱压力控制系统的性能分析及数字 PID 参数设计<sup>[12,17]</sup>,系统试验台及测试系统的研制<sup>[8-9,13]</sup>。

本文在新型民机概念设计阶段开展飞机座舱压力特性分析,主要研究单空调组件故障、应急卸压、爆炸减压等非正常情况下的系统性能分析,以期解决地面无法验证的难题,降低飞行试验验证中的风险,获得满足技术要求的座舱压力控制系统。

## 1 系统工作原理

数字式座舱压力控制系统由座舱压力选择器面板、座舱压力控制器、电动排气活门、高度告警开关、正压安全活门和负压安全活门组成,如图 1 所示。

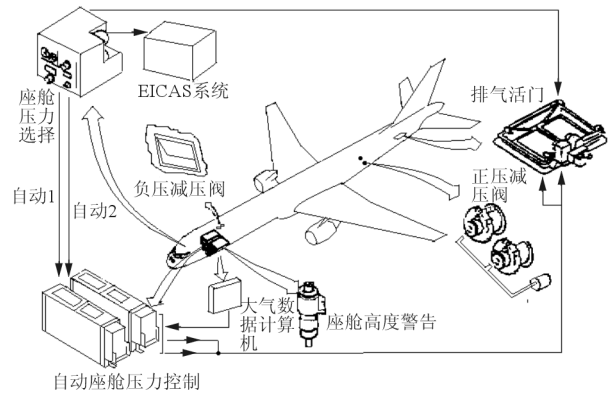


图 1 数字式座舱压力控制系统工作原理

Fig. 1 Working principle diagram of digital cabin pressure control system

两个相同的座舱压力控制器均可通过自动调节电动排气活门的开度来控制飞机的增压,其中一个控制器工作,另一个控制器处于备用模式,监控系统的操作运行。如果主控制器出现故障,备用控制器就会控制系统。两个控制器接收相同的信号,每个控制器均包含座舱压力传感器和逻辑控制程序<sup>[17]</sup>。

## 2 座舱压力控制系统数学模型

### 2.1 座舱压力数学模型

在建立座舱压力数学模型时,作以下假设:(1)在座舱压力控制的过程中,座舱温度不变,容积不变;(2)座舱内空气可视为理想气体,满足理想气体状态方程;(3)各流量系数不变,在一定范围内可按平均值计算;(4)座舱泄漏面积不变。

座舱压力原理图如图 2 所示。

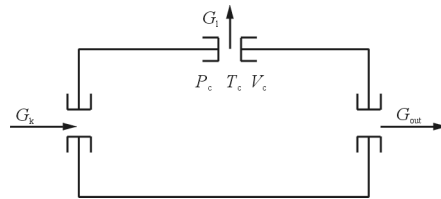


图 2 座舱压力控制原理

Fig. 2 Cabin pressure control principle

根据上述假设建立座舱压力微分方程:

$$\frac{V_c}{RT_c} \frac{dp_c}{dt} = G_k - G_{out} - G_l \quad (1)$$

式中: $R$ 为理想气体常数, $R \approx 287 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ ;  $V_c$ 为座舱容积, $V_c = 130 \text{ m}^3$ ;  $T_c$ 为座舱内空气温度,

$T_c = 297 \text{ K}$ ;  $G_k$  为座舱的供气量,  $G_k = 2\ 200 \text{ kg/h}$ ;  $G_{out}$  为通过排气活门的流量, 单位是  $\text{kg/s}$ ;  $G_1$  为座舱泄漏气体的流量, 将座舱泄漏量折合到座舱供气量中, 因此取  $G_1 = 0$ 。

### 2.2 直流电动机数学模型

直流电动机原理如图 3 所示。

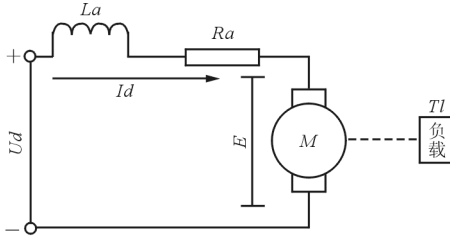


图 3 直流电动机原理

Fig. 3 DC motor principle

直流电动机的运动方程可简化为

$$T_m \frac{d^2 \theta_m(t)}{dt^2} + \frac{d\theta_m(t)}{dt} = K_m u_a \quad (2)$$

或者

$$T_m \frac{d\omega_m(t)}{dt} + \omega_m(t) = K_m u_a(t) \quad (3)$$

式中:  $K_m$  为直流电机传递系数,  $K_m = \frac{C_m}{R_a f + K_b C_m}$ , 单位是  $\text{rad}/(\text{V} \cdot \text{s})$ ;  $T_m$  为直流电机时间常数,  $T_m = \frac{J R_a}{R_a f + K_b C_m}$ , 单位是  $\text{s}$ ;  $\omega_m(t)$  为直流电机转动角速度,  $\omega_m(t) = \frac{d\theta_m(t)}{dt}$ , 单位是  $\text{rad/s}$ ;  $J$  为包括电机转子的转动惯量以及减速器、负载折算到电机轴上的等效转动惯量,  $J = J_1 + \frac{J_2}{i^2}$ , 单位是  $\text{N} \cdot \text{m}^2$ ;  $f$  为包括电机转子的粘性摩擦系数以及减速器、负载折算到电机轴上的等效粘性摩擦系数,  $f = f_1 + \frac{f_2}{i^2}$ ;  $i$  为减速比, 取  $i = 300$ , 减速器的速比越大, 负载力矩、转动惯量和粘性系数折算到电动机轴上的等效值越小, 故减速比通常可忽略不计。

采用转速、电流双闭环直流调速系统, 转速和电流两个调节器均采用 PI 调节器, 按照传统的工程设计方法设计出双闭环系统的转速环和电流环, 得到转速环的比例增益为 0.25, 积分增益为 4.5; 电流环的比例增益为 0.81, 积分增益为 80.0。

### 2.3 减速机构数学模型

以一级齿轮减速器为例, 建立减速机构的数学模型, 其原理如图 4 所示。

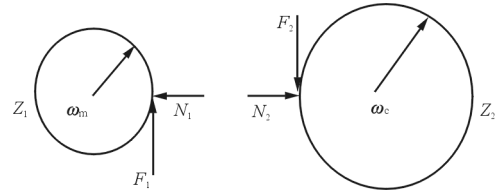


图 4 减速机构原理

Fig. 4 Gear reducer principle

减速器的运动方程为

$$\theta_c(t) = \frac{1}{i} \theta_m(t) \quad (4)$$

式中:  $i$  为一级减速器的速比,  $i = \omega_m / \omega_c = Z_2 / Z_1$ ;  $\omega_m$ 、 $Z_1$  为主动轮的角速度和齿数;  $\omega_c$ 、 $Z_2$  为从动轮的角速度和齿数。

电机轴的力矩平衡方程为

$$M_m = J_1 \frac{d^2 \theta_m}{dt^2} + f_1 \frac{d\theta_m}{dt} + M_1 \quad (5)$$

负载轴的力矩平衡方程为

$$M_2 = J_2 \frac{d^2 \theta_c}{dt^2} + f_2 \frac{d\theta_c}{dt} + M_c \quad (6)$$

式中:  $J_1$  为电机轴上的总转动惯量, 包括电机转子和小齿轮的转动惯量, 单位是  $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ ;  $f_1$  为电机轴上的总粘性摩擦系数;  $J_2$  为负载轴上的总转动惯量, 包括大齿轮及负载的转动惯量, 单位是  $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ ;  $f_2$  为负载轴上的总粘性摩擦系数;  $M_c$  为负载阻力矩。

由于  $F_1 = \frac{M_1}{r_1}$ ,  $F_2 = \frac{M_2}{r_2}$ ,  $F_1 = F_2$ , 则有:

$$\frac{M_2}{M_1} = \frac{r_2}{r_1} = \frac{Z_2}{Z_1} = \frac{\theta_m}{\theta_c} = i \quad (7)$$

综上所述可得:

$$M_m = J \frac{d^2 \theta_m}{dt^2} + f \frac{d\theta_m}{dt} + M_L \quad (8)$$

式中:  $J$  为折算后电机轴上的总等效转动惯量, 单位是  $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ ;  $f$  为折算后电机轴上的总等效粘性摩擦系数;  $M_L$  为折算到电机轴上的负载阻力矩,  $M_L = \frac{M_c}{i}$ , 单位是  $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ 。

### 2.4 排气活门数学模型

排气活门为蝶阀, 其工作原理如图 5 所示。

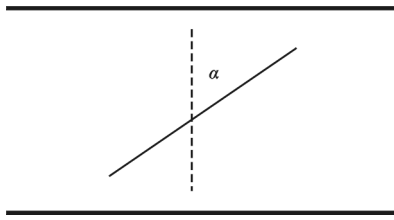


图5 排气活门原理

Fig.5 Outflow valve principle

排气活门空气流动过程为绝热过程,流量公式如下。

亚临界流:

$$G_{\text{out}} = \mu_B F_B \frac{p_1}{\sqrt{T_1}} B \varphi(\epsilon) \quad (9)$$

超临界流:

$$G_{\text{out}} = \mu_B F_B \frac{p_1}{\sqrt{T_1}} B^* \quad (10)$$

式中: $F_B$ 为活门的流通面积,单位是 $\text{m}^2$ ; $p_1$ 和 $T_1$ 分别为活门进口的静压和静温; $B = \sqrt{\frac{2}{R} \frac{K}{K-1}}$ ,对于空气, $K=1.4$ ; $\varphi(\epsilon) = \sqrt{\epsilon^{2/k} - \epsilon^{(k+1)/k}}$ , $\epsilon$ 为活门前后压力比, $\epsilon = \frac{p_2}{p_1}$ ; $p_2$ 为活门出口静压,单位是Pa; $\mu_B$ 为流量系数,取 $\mu_B=0.87$ 。

## 2.5 座舱压力制度

采用典型的压力制度,座舱压力指令按式(11)变化:

$$P_c = P_h + \frac{1}{m}(P_0 - P_h) \quad (11)$$

式中: $P_c$ 为座舱压力; $P_h$ 为高度 $h$ 上的大气压力; $P_0$ 为地面的大气压力; $m$ 为增压率,取 $m=1.46$ 。

## 2.6 系统非线性PID控制律

系统采用非线性PID控制律。比例增益系数设计时,为了保证系统有较快的响应速度,比例增益系数在初始时应较大,同时为了减小超调量,希望误差逐渐减小时,比例增益也随之减小;为了增大反向控制作用时,减小超调,比例增益系数应逐渐增大;为了使系统尽快回到稳定点,并不再产生大的惯性,比例增益系数应逐渐减小。根据上述规则,构建比例增益系数的非线性函数:

$$K_p[e_p(t)] = a_p + b_p \{1 - \text{sech}[c_p e_p(t)]\} \quad (12)$$

式中: $a_p$ 、 $b_p$ 、 $c_p$ 为正实常数。

当误差 $e_p \rightarrow \pm\infty$ 时, $K_p$ 的最大值为 $a_p + b_p$ ;当 $e_p = 0$ 时, $K_p$ 取最小值 $a_p$ ; $b_p$ 为 $K_p$ 的变化区间,调整 $c_p$ 的大小可以调整 $K_p$ 的变化速率。

积分增益系数设计时,当误差信号较大,希望积分增益不要太大,以防止响应产生振荡,有利于减小超调量;当误差信号较小,希望积分增益增大,以消除系统的稳态误差。根据上述规则,构建积分增益系数的非线性函数:

$$K_i[e_p(t)] = a_i \text{sech}[c_i e_p(t)] \quad (13)$$

式中: $K_i[e_p(t)]$ 为正实数,其取值范围为 $(0, a_i)$ ,当 $e_p = 0$ 时, $K_i$ 取最大值; $c_i$ 的取值决定了 $K_i$ 的变化快慢程度。

微分增益系数在初始时应由小逐渐增大,可保证在不影响响应速度的前提下,抑制超调的产生;继续增大微分增益系数,增大反向控制作用,减小超调量。根据上述规则,构建微分增益系数的非线性函数:

$$K_d[e_p(t)] = a_d + b_d / \{1 + c_d \exp[d_d \cdot e_v(t)]\} \quad (14)$$

式中: $e_v$ 为误差的变化率; $a_d$ 、 $b_d$ 、 $c_d$ 、 $d_d$ 为正实常数。

## 2.7 补充方程

补充大气压力计算方程式。

在对流层( $0 < h < 11 \text{ km}$ )时:

$$P_h = p_0 \left(1 - \frac{h}{44\,330}\right)^{\frac{g}{\alpha R}} \quad (15)$$

在平流层( $11 \text{ km} < h < 12 \text{ km}$ )时:

$$P_h = 22\,631.8 \exp\left(-\frac{h - 11\,000}{6\,340}\right) \quad (16)$$

式中: $h$ 为以海平面计算起的高度,单位是m; $\alpha$ 为年平均温度直减率, $\alpha=0.006\,5 \text{ }^\circ\text{C}/\text{m}$ ; $g$ 为重力加速度, $g=9.81 \text{ m}/\text{s}^2$ 。

## 3 系统性能仿真分析

### 3.1 全飞行包线内系统性能仿真分析

本文在相关研究的基础上,针对新型民机座舱压力控制系统进行特定对象建模,包括部件建模、系统建模及控制律设计,开展全飞行包线内系统性能仿真,为分析系统在非正常情况下的性能奠定基础。

飞行包线为在 $0 \sim 100 \text{ s}$ ,保持起飞机场高度为

0;100 s 时以垂直速度 20 m/s 爬升至 8 000 m 保持平飞;600 s 时以垂直速度 20 m/s 爬升至 12 000 m 保持平飞;1 200 s 时以垂直速度 20 m/s 下降至 3 000 m 保持平飞;1 800 s 时以垂直速度 20 m/s 下降至着陆机场高度 100 m。飞行包线与实际典型飞行包线的区别为减少了巡航高度 12 000 m 时的飞行时间,但不影响对系统性能的分析。全飞行包线如图 6 所示。

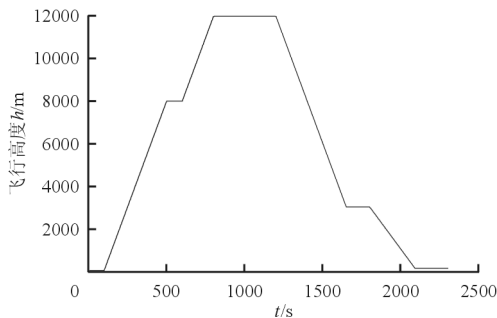


图 6 全飞行包线  
Fig. 6 Flight envelope

全飞行包线内座舱压力变化、排气活门开度变化、座舱压力变化率变化、座舱压力控制误差变化以及排气活门流量变化分别如图 7~图 11 所示。

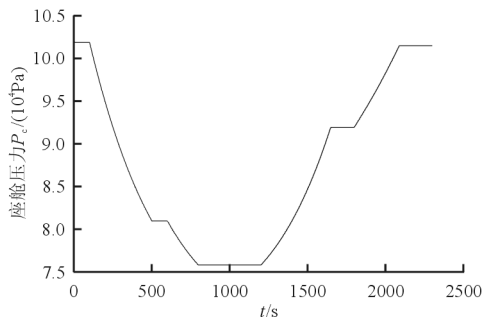


图 7 座舱压力变化  
Fig. 7 Cabin pressure change

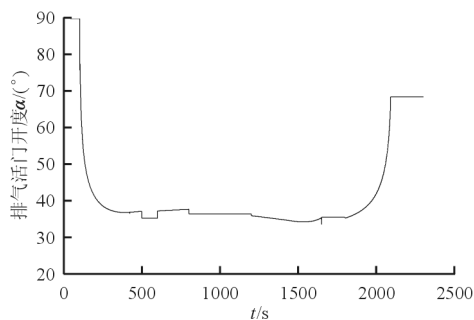


图 8 排气活门开度变化  
Fig. 8 Outflow valve angle change

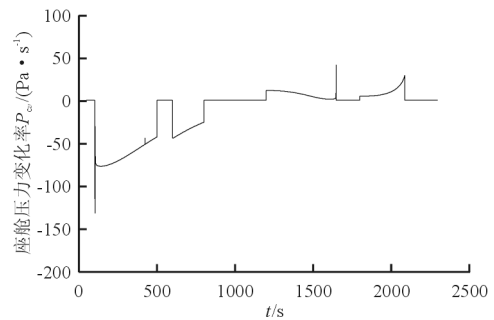


图 9 座舱压力变化率变化  
Fig. 9 Cabin pressure rate change

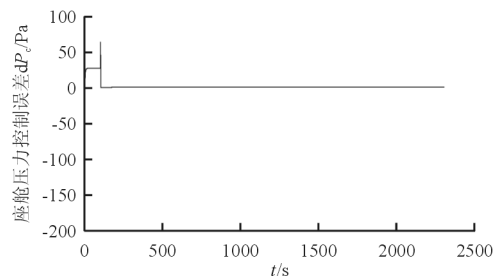


图 10 座舱压力控制误差变化  
Fig. 10 Cabin pressure error change

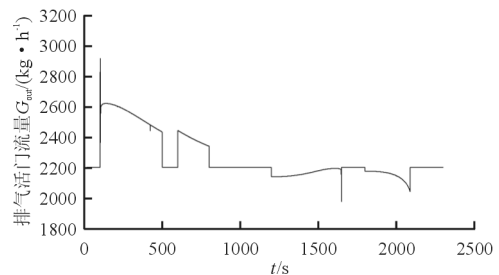


图 11 排气活门流量变化  
Fig. 11 Outflow valve mass flow rate change

从图 7~图 11 可以看出:在整个飞行包线内,座舱压力按照预定的座舱压力制度变化;排气活门开度能够很好地跟随飞行高度的变化;座舱压力变化率在  $-130 \sim 40 \text{ Pa/s}$  的范围内变化,满足设计要求;座舱压力控制误差最大不超过 60 Pa;排气活门流量跟随排气活门开度的变化而变化。表明所建立的数学模型能够很好地验证系统的性能。

### 3.2 单空调组件故障时系统性能仿真分析

单空调组件由于故障而关闭时,会引起飞机座舱供气量变化,对单空调组件故障时的系统性能进

行仿真分析。

仿真初始条件为:飞机巡航高度 9 000 m, 40 s 时,单空调组件突然故障关闭,单空调组件故障时系统性能仿真曲线如图 12~图 15 所示。

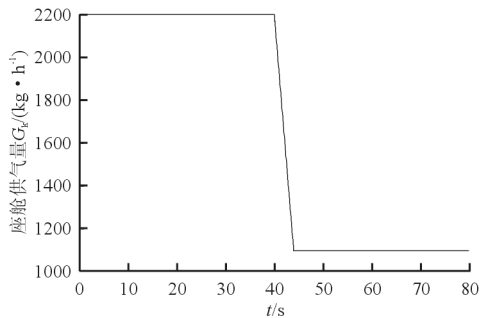


图 12 单组件故障关闭时流量变化

Fig. 12 Outflow valve mass flow rate change for single failure of air conditioning pack

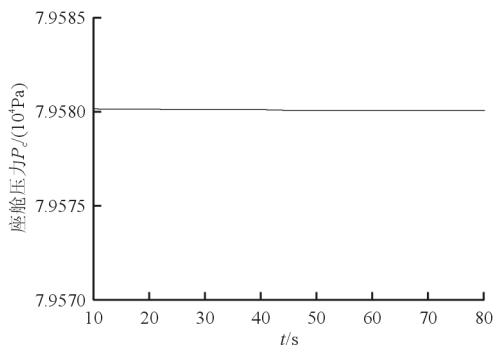


图 13 单组件故障关闭时压力变化

Fig. 13 Cabin pressure change for single failure of air conditioning pack

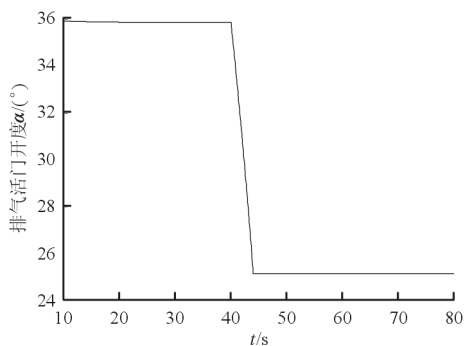


图 14 单组件故障关闭时排气活门开度

Fig. 14 Outflow valve angle change for single failure of air conditioning pack

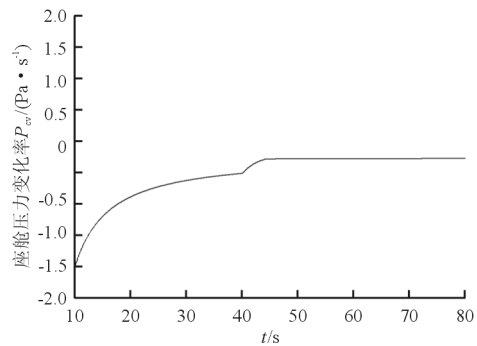


图 15 单组件故障关闭时座舱压力变化率

Fig. 15 Cabin pressure rate change for single failure of air conditioning pack

从图 12~图 15 可以看出:单空调组件由于故障突然故障关闭后,4 s 内流量由 2 200 减少至 1 100 kg/h;飞机座舱压力的变化很小,根据式(1)可得,座舱压力控制系统是自平衡系统,且舱容越大,惯性时间常数越大;单组件排气活门由 36°变为 25°左右,具有较好的跟随性;单组件故障关闭时座舱压力变化率为 -1.5 Pa/s,对人员几乎无影响。

### 3.3 应急卸压时系统性能仿真分析

民机座舱发生应急卸压的情况主要有:空调组件正常供气时应急卸压(座舱烟雾不是来自空调系统时的应急排烟)和空调组件全部关闭时应急卸压(座舱烟雾来自空调系统时的应急排烟)。

CCAR-25 部第 25.841(a)条规定:“载人的增压座舱和隔舱必须装有设备,以保证在正常运行条件下,在飞机最大使用高度上保持座舱压力不超过 2 400 m(8 000 英尺)。(1)如果申请在 7 600 m(25 000 英尺)以上运行的合格审定,则飞机必须设计为在增压系统任何可能的失效情况发生后乘员不会经受到座舱压力高度超出 4 500 m(15 000 英尺)。(2)飞机必须设计成在发生任何未经表明是概率极小的失效情况而导致释压后不会使乘员经受超出下列座舱压力高度:① 7 600 m(25 000 英尺),超过 2 分钟;或② 12 000 m(4 000 英尺),任何时段。(3)在评估座舱释压情况时应考虑机身结构、发动机和系统的失效。”据此,设定仿真初始条件:飞机巡航高度 12 000 m,应

急卸压发生时飞机以不同垂直速度下降至安全高度 4 500 m。应急卸压时系统性能仿真曲线如图 16~图 17 所示。

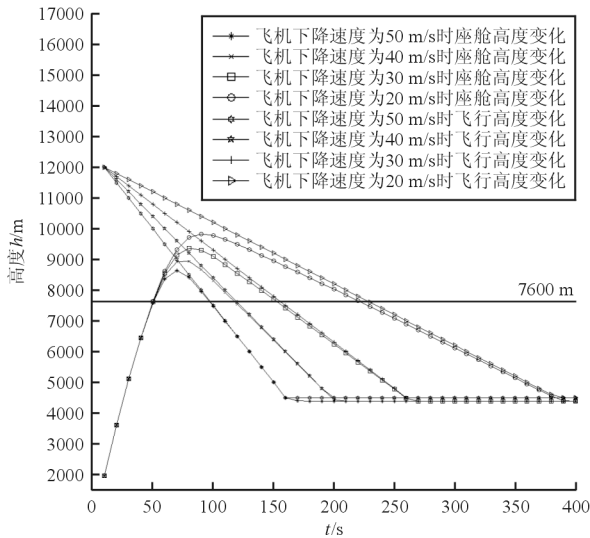


图 16 正常供气时应急卸压

Fig. 16 Emergency depressurization when air supplied

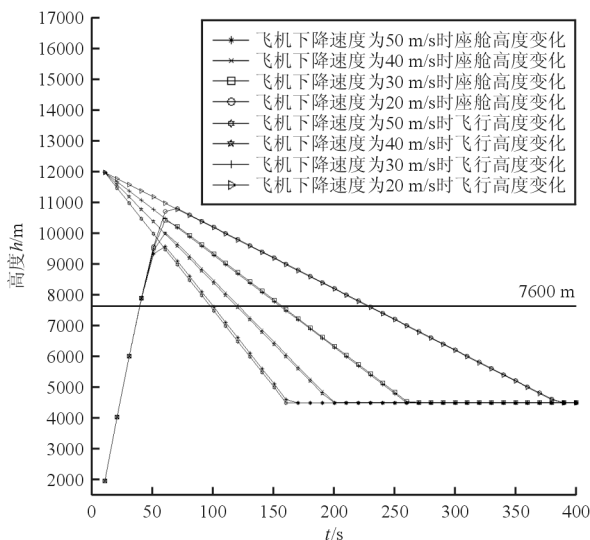


图 17 关闭供气时应急卸压

Fig. 17 Emergency depressurization when air closed

从图 16 可以看出:座舱正常供气应急卸压时,随着飞机垂直下降速度的增加,座舱高度超过 7 600 m 的持续时间减小,所达到的最大座舱高度也减小,即分别以 20、30、40、50 m/s 下降时,相应的座舱高度超过 7 600 m 的持续时间分别为 170、105、68、48 s,达到的最大座舱高度分别为 9 800、9 400、9 000、8 600 m。

从图 17 可以看出:座舱关闭供气应急卸压时,随着飞机垂直下降速度的增加,座舱高度超过 7 600 m 的持续时间减小,所达到的最大座舱高度也减小,即分别以 20、30、40、50 m/s 下降时,相应的座舱高度超过 7 600 m 的持续时间分别为 182、110、74、52 s,达到的最大座舱高度分别为 10 900、10 500、10 100、9 700 m。

对比分析图 16~图 17,可以看出:当飞机应急卸压并以相同的速度下降时,座舱正常供气与关闭供气相比,卸压时间长,达到的座舱最大高度要小;应急卸压时要满足适航要求,飞机下降的垂直速度应不小于 30 m/s。

### 3.4 爆炸减压时系统性能仿真分析

民机座舱爆炸减压主要是由于飞鸟、发动机碎片或其他物体对机身撞击造成破损引起的突然卸压,爆炸减压会对人员及飞机结构产生不利影响。

仿真初始条件为:飞机巡航高度 12 000 m, 20 s 时发生爆炸减压,飞机以最大速度 50 m/s 下降至安全高度 4 500 m。爆炸减压时座舱压力变化如图 18 所示。

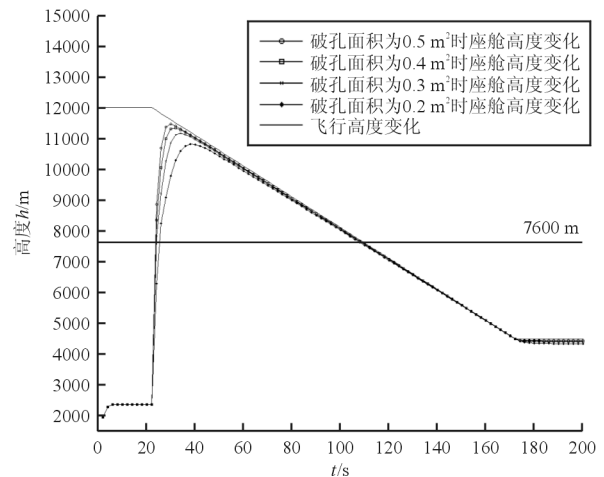


图 18 爆炸减压时座舱压力变化

Fig. 18 Cabin pressure change when burst depressurization

从图 18 可以看出:随着飞机结构破孔面积的增大,即分别为 0.2、0.3、0.4、0.5 和 0.6 m<sup>2</sup> 时,对应的座舱高度超过 7 600 m 的持续时间分别为 84.0、83.8、83.5、83.3 和 83.0 s;达到的最大座舱

高度分别为 11 500、11 420、11 380、11 200 和 10 800 m。表明飞机发生爆炸减压时卸压很快,减压时间差别很小;飞机以最大速度下降时,满足适航要求。

## 4 结 论

(1) 本文建立的飞机座舱压力控制系统数学模型可以应用于系统性能的仿真分析,在全飞行包线内系统性能仿真分析的基础上对非正常情况下的系统性能分析是有效的。

(2) 单组件故障对飞机座舱压力的影响较小;飞机应急卸压时满足适航要求;爆炸减压时卸压很快,不同破孔面积对应的减压时间差别很小。

(3) 本文的研究思路可为民用飞机座舱压力控制系统适航性验证提供一种手段,为其他新型民机座舱压力控制系统设计提供理论支持,具有重要的参考和借鉴意义。

### 参考文献

- [1] 寿荣中,何慧珊. 飞行器环境控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2004:20-26.  
Shou Rongzhong, He Huishan. Aircraft environmental control[M]. Beijing: Beihang University Press, 2004: 20-26. (in Chinese)
- [2] Lee F B. Electronic pressure regulator[R]. AIAA-90-1940, 1990.
- [3] Ettl H U. Modern digital pressure control system[R]. AIAA-88-3948, 1988.
- [4] Linnet K, Crabtree. What's next in commercial aircraft environmental control systems[R]. SAE Technical Paper 932057, Detroit: SAE, 1993.
- [5] 应文江. 飞机座舱压力的控制与测量[J]. 南京航空航天大学学报, 1986, 18(3): 67-76.  
Ying Wenjiang. Aircraft cabin pressure control and measurement[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1986, 18(3): 67-76. (in Chinese)
- [6] 汤剑,张兴娟,袁修干,等. 新型座舱压力调节器动态特性研究[J]. 飞机工程, 2005(4): 45-49.  
Tang Jian, Zhang Xingjuan, Yuan Xiugan, et al. Research on dynamic performance of new cabin's pressure regulator [J]. Aircraft Engineering, 2005(4): 45-49. (in Chinese)
- [7] 王秋奕,贾宝惠. B737 飞机座舱增压系统典型间断性故障分析[J]. 中国民航大学学报, 2003, 21(3): 45-47.  
Wang Qiuyi, Jia Baohui. Analysis to typical discontinuous failure in cabin pressurization system on B737[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2003, 21(3): 45-47. (in Chinese)
- [8] 孙兵,袁修干,赵迎春. 供氧系统爆炸减压动态特性地面实验方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(6): 516-520.  
Sun Bing, Yuan Xiugan, Zhao Yingchun. Ground experimental modeling of the oxygen supply system's dynamic performance under explosive decompression[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(6): 516-520. (in Chinese)
- [9] 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,2005.  
Ma Hui. Research on control system of simulated atmospheric pressure cabin[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [10] 邓明旺. 电子气动式座舱压力控制系统性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2005.  
Deng Mingwang. Research on electronic-pneumatic cabin pressure controlling system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] 朱磊,付永领,赵竞全,等. 数字式座舱压力调节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, et al. Fuzzy sliding mode variable structure control of digital cabin pressure regulating system[J]. Journal of Applied Sciences, 2009, 27(5): 545-549. (in Chinese)
- [13] 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, 2011, 45(7): 1074-1079.  
Han Yefei, Fang Gong, 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. (in Chinese)
- [14] 魏天航,朱磊,赵竞全. 电子气动式座舱压力控制系统建模分析[J]. 系统仿真学报, 2014, 26(3): 720-725.  
Wei Tianhang, Zhu Lei, Zhao Jingquan, et al. Modeling design of electronic-pneumatic cabin pressure control system [J]. Journal of System Simulation, 2014, 26(3): 720-725. (in Chinese)
- [15] 王鹏,刘锐,田毅,等. 飞机座舱压力自动调节系统可靠性研究[J]. 科学技术与工程, 2014, 14(33): 300-307.  
Wang Peng, Liu Rui, Tian Yi, et al. Reliability analysis on airplane's cabin pressure automatic control system[J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(33): 300-307. (in Chinese)



- [13] 萧德云. 系统辨识理论及应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2014: 197-215.  
Xiao Deyun. Theory of system identification with applications[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2014: 197-215. (in Chinese)

### 作者简介:

李富刚(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机建模与模型验证。

张 聪(1986—),女,硕士,工程师。主要研究方向:飞行仿真与控制。

田福礼(1965—),男,博士,研究员。主要研究方向:飞行仿真与控制。

张 喆(1986—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行控制。

(编辑:赵毓梅)

### (上接第 470 页)

- space Power, 2010, 25(10): 2285-2289. (in Chinese)
- [10] 吴鹰飞, 周兆英. 柔性铰链的设计计算[J]. 工程力学, 2002, 19(6): 136-140.  
Wu Yingfei, Zhou Zhaoying. Design of flexure hinges[J]. Engineering Mechanics, 2002, 19(6): 136-140. (in Chinese)
- [11] 石亦平, 周玉蓉. ABAQUS有限元分析实例详解[M]. 北京: 机械工业出版社, 2006: 393.  
Shi Yiping, Zhou Yurong. Finite element analysis of detailed examples for ABAQUS[M]. Beijing: Machinery Industry Press, 2006: 393. (in Chinese)
- [12] 于亚婷, 杜平安, 王振伟. 有限元法的应用现状研究[J]. 机械设计, 2005, 22(3): 6-9.  
Yu Yating, Du Ping'an, Wang Zhenwei. Research on the current application status of finite element method[J]. Journal of Machine Design, 2005, 22(3): 6-9. (in Chinese)
- [13] 美国 ABAQUS Inc. ABAQUS有限元软件 6.4 版入门指南[M]. 庄茁, 朱以文, 肖金生, 等译. 北京: 清华大学出版社, 2004: 365.  
ABAQUS Inc. in USA. The finite element software version

6.4 entry guide for ABAQUS[M]. Translated by Zhuang Zhuo, Zhu Yiwen, Xiao Jinsheng, et al. Beijing: Tsinghua University Press, 2004: 365. (in Chinese)

### 作者简介:

杨中艳(1983—),女,硕士,工程师。主要研究方向:天平与模型设计。

苏 浩(1987—),男,工程师。主要研究方向:天平与模型设计。

刘 丹(1979—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:天平与模型设计。

孙 侃(1976—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:天平与模型设计。

尹世博(1973—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:低速风洞试验技术。

(编辑:赵毓梅)

### (上接第 478 页)

- [16] 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)
- [17] 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[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)

### 作者简介:

杨文强(1984—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机环境控制系统设计、仿真和试验。

郭 涛(1981—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞机环境控制系统设计。

成 杰(1979—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机环境控制系统设计。

(编辑:马文静)