# 航空氧气减压器性能仿真分析

余中军 赵竞全

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

**摘 要**: 对战斗机用供氧系统氧气减压器结构及工作原理进行分析,以逆向式减压器为研究对象,通过理论简化结构模型和气体动力学原理,建立了减压器稳态和动态数学模型.利用 MATLAB/Simulink进行了减压器性能的数值仿真计算,从理论解析和仿真结果两方面综合分析了减压器的稳态特性和动态特性,通过对仿真计算结果与试验结果的对比分析,表明所建立的数学模型是准确的,采用的仿真计算方法符合计算精度要求.以此为基础分析了减压器的结构参数对其静态特性的影响,找出了影响减压器动态特性的主要因素,对减压器的设计和改进工作具有很好的参考作用.

**关 键 词**: 氧气减压器; 稳态特性; 动态特性; 数值仿真

**中图分类号**: V 245.3$^{+}$1

**文献标识码**: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)11-1379-05

## Simulation on pressure regulator characteristic

Yu Zhongjun Zhao Jingquan

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract**: The pressure regulator's structure and working process in aviation oxygen supply system (OSS) were explored and discussed. Based on reverse-type pressure regulator, combining with the theoretic structural model and dynamics of gas flow, the mathematic models for steady and dynamic characteristics were built. By the numerical simulation on MATLAB/Simulink and the theoretic analysis to regulator performance, the steady and dynamic characteristics of regulator were analyzed. The simulation results are in good agreement with those measured in the experiment. They show that the analytical models are correct and the simulation method is in accordance with the precision requirements. By using the mathematic models and the simulation method, the affection to the steady characteristic by regulator structural parameters is analyzed and the major parameter is found to affect the dynamic characteristics. The study and its conclusions are useful for the design of congener regulators and the system analyses.

**Key words**: regulator; steady characteristics; dynamic characteristics; numerical simulation

氧气减压器是飞机氧气系统中供氧调节部分的一个主要附件,在供氧系统中起减压及稳压的作用,主要功用就是使来自氧源的变化范围较大的氧气压力降低到氧气调节器所需要的入口压力,并使压力稳定在较小的变动范围内[1-2].减压器的减压稳压性能直接影响到整个供氧系统的工作状况,良好的减压器性能可为整个供氧系统的稳定工作提供基础保证.

## 1 氧气减压器工作原理

减压器的调节方式有直接式和间接式两类,航空供氧用的减压器通常为直接式.它又可分为顺向式和逆向式两种,输入压力对减压活门的作用与活门开启方向相同者称为顺向式,相反者称为逆向式[1].本文中的减压器为逆向式.

减压器的结构比较复杂,图 1为简化的减压

收稿日期: 2008-10-27

作者简介: 余中军(1983-),男,安徽淮南人,博士生, zhongjun@ase.buaa.edu.cn

器工作原理图, 其中 $P_0$ 为减压器入口的气体压力, $P_c$ 为座舱环境压力, $P_n$ 为减压器出口压力. 基本工作原理为: 当氧气未进入减压器时, 由于调压弹簧比活门弹簧弹力大, 在调压弹簧力作用下, 将球形活门顶向上, 活门与活门座分离, 呈开启状态. 当高压氧气供至减压器入口后, 氧气便经过开启的减压活门进入减压器的内腔. 随着氧气的进入, 减压腔内压力逐渐上升, 当其压力达到一定值时, 由于膜片上腔的氧气压力对膜片的作用力超过膜片下腔的调压弹簧及空气对薄膜的作用力, 膜片被压下, 使活门与活门座闭合, 阻止氧气流过.

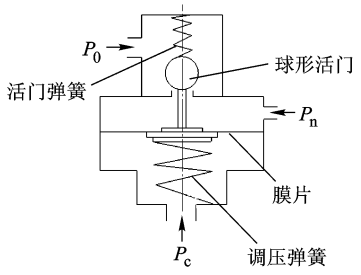



图 1 氧气减压器原理示意图

当机上人员用氧时, 减压器腔内的压力降低, 调压弹簧又将膜片顶起, 通过杠杆推开活门, 使氧气继续进入减压腔内. 当减压器中的氧气不断消耗时, 活门便一直呈打开状态, 氧气就不停地进入减压器并经过其出口输送到氧气调节器.

## 2 氧气减压器仿真模型

建立氧气减压器数学模型时, 作如下假设:

1) 系统中气体为理想气体.

2) 气体温度保持不变, $T = 20$ ℃.

3) 通过活门的气体流量系数定为常值, 其值大小根据有关文献选取.

4) 系统没有泄漏.

### 2.1 稳态数学模型

气体输入减压器内腔的质量流量方程为

$$\dot{m} = \mu_0 A P_0 K / \sqrt{T_0} \tag{1}$$

式中, $\mu_0$ 为球形活门的流量系数; $A$ 为球形活门的流通面积; $K$ 为超临界计算常数; $T_0$ 为减压器入口的气体温度.

根据该类型减压器的使用状况, 气体流过活门时为超音速流动.

$$K = \sqrt{\frac{2k}{R(k+1)}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{2}{k-1}}} \tag{2}$$

式中, $k$ 是气体的绝热指数; $g$ 为重力加速度; $R$ 为气体常数.

球形活门流通面积为

$$A = \pi dL \frac{\sqrt{D^2 - d^2} + L}{\sqrt{D^2 + 4L}\sqrt{D^2 - d^2 + 4L^2}} \tag{3}$$

式中, $d$ 为球形活门孔直径; $L$ 为球形活门开启量; $D$ 为球形活门直径.

减压器内的运动部件由活门、顶杆及硬心等组成, 当减压器稳定工作时, 减压器内活动部件所受各作用力处于平衡状态, 受力平衡方程为

$$k_t(L_{t_0} - L) = k_h(L_{h_0} + L) + (P_0 - P_n)A_k + (P_n - P_c)A_m \tag{4}$$

式中, $k_h$ 为活门弹簧刚度; $L_{h_0}$ 为活门弹簧预压缩量; $k_t$ 为调压弹簧刚度; $L_{t_0}$ 为调压弹簧预压缩量; $A_k$ 为活门孔面积; $A_m$ 为膜片有效面积.

式(4)没有考虑膜片刚度大小对活门开启量的影响, 文献[3]指出膜片刚度大小与膜片本身特性相关, 并给出了膜片刚度的计算方法. 从中可以得到, 在膜片的工作范围内, 其位移是由膜片自身的形状变化产生的, 不会因形变产生弹性力, 故膜片刚度一般比较小, 此处予以简化忽略.

### 2.2 动态数学模型

减压器内腔的气体微分方程为

$$\frac{V_n}{RT_0}\frac{\mathrm{d}P_n}{\mathrm{d}\tau} = \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} \tag{5}$$

式中, $V_n$ 为减压器内腔容积; $\tau$ 为时间; $\dot{m}_{in}$, $\dot{m}_{out}$ 分别为流入、流出减压器内腔的流量.

减压器活动部件的运动微分方程为

$$k_h(L_{h_0} + L) + (P_0 - P_n)A_k + (P_n - P_c)A_{in} - k_t(L_{t_0} - L) = m\frac{\mathrm{d}^2L}{\mathrm{d}\tau^2} + C\frac{\mathrm{d}L}{\mathrm{d}\tau} \tag{6}$$

式中, $m$ 为运动部件的质量; $C$ 为活门运动阻尼系数.

## 3 仿真结果及分析

### 3.1 静态特性

减压器的静态特性就是稳定工作状态下减压器的出口压力与入口压力、流量及减压器构造参数之间的关系[1], 包括压力特性和流量特性.

在一定输出流量 $Q$ 下, 输出压力与输入压力的函数关系, 称为减压器的压力特性. 图 2为压力特性仿真结果.

在假定飞机座舱高度不变的前提下, 如图 2所示, 当流量为不同的定值, 减压器输入压力由 3MPa逐渐增大到 15MPa时, 输出压力逐渐减小, 且均保持在 0.46~0.64MPa范围内, 符合实际使用技术指标要求($0.59^{+0.20}_{-0.15}$ MPa).

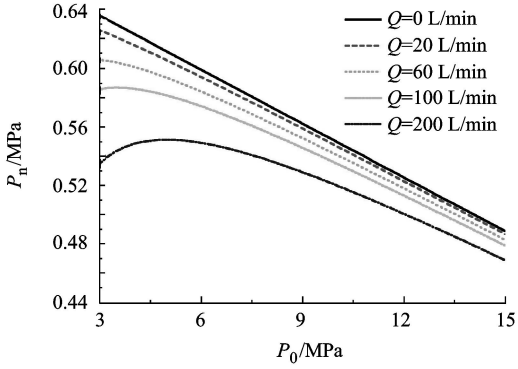



图 2　氧气减压器压力特性

对于以上仿真结果, 通过理论分析可以得到更好的理解. 在数学模型中, 可以得到输出与输入压力关系曲线的斜率为

$$\frac{\mathrm{d}P_n}{\mathrm{d}P_0}=\frac{1}{P_0^2}\frac{(k_t+k_h)\dot{m}\sqrt{T_0}}{(A_m-A_k)\mu_0 K\pi d}-\frac{A_k}{A_m-A_k} \quad (7)$$

令

$$k_1=\frac{A_k}{A_m-A_k}$$

$$k_2=\frac{1}{P_0^2}\frac{(k_t+k_h)\dot{m}\sqrt{T_0}}{(A_m-A_k)\mu_0 K\pi d}$$

可知, 当 $\dot{m}=0$时, 图 2中对应曲线的斜率为定值 $-k_1$. 随着流量增大, 输入压力对输出压力的影响波动变小, 反映出 $k_2$ 和 $k_1$ 的作用关系. 对应$Q=200\,\mathrm{L/min}$时, 对应曲线的斜率先是正值, 后为负值, 体现了 $k_2$ 和 $k_1$ 的大小关系: 当流量大、入口压力小时, 出口压力是不断增大的, 即 $k_2>k_1$, 当流量小、入口压力大时, 出口压力是不断减小的, 即 $k_2<k_1$.

在一定的输入压力下, 输出压力与输出流量的函数关系称为减压器在该入口压力下的流量特性. 图 3为流量特性仿真结果.

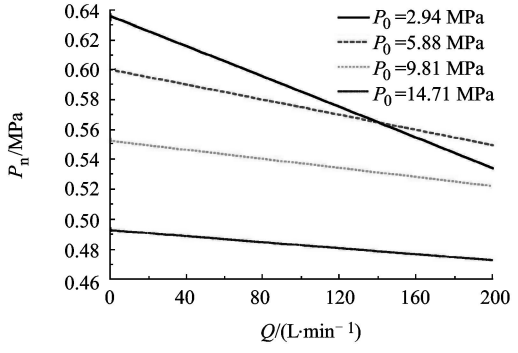



图 3　氧气减压器流量特性

在假定飞机座舱高度不变的前提下, 如图 3所示, 当入口压力为不同的定值, 减压器流量由0 L/min逐渐增大到 200 L/min时, 出口压力逐渐减小, 且均保持在 0 48~0 64MPa范围内, 符合实际使用技术指标要求 ($0.59^{+0.20}_{-0.15}$ MPa). 同时, 出口压力随流量变化曲线的斜率为定值, 与理论分析相同, 理论斜率值为 $-\frac{(k_t+k_h)\sqrt{T_0}}{(A_m-A_k)\mu_0 P_0 K\pi d}$ 而且由图 3可见, 流量变化时, 入口压力越大, 出口压力的波动范围越小.

由某厂提供的试验数据, 如图 4所示, 试验曲线与仿真曲线相近, 说明仿真结果是比较准确的.

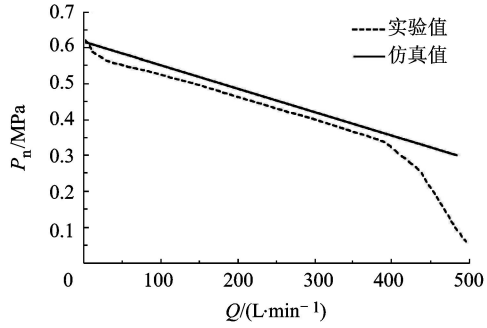



图 4　仿真结果与试验曲线的比较

从图 4中可见试验曲线基本为一条直线, 但在输出流量从 0开始时, 输出压力有明显下降, 这是因为当没有流量通过减压器时, 活门与活门座之间有一定的接触压力, 必须有相应的气体作用力来缓解; 输出流量达到一定值后, 输出压力急剧下降且不稳定, 这是因为减压器流通能力的限制. 以上分析结果表明, 相对于顺向式减压器, 逆向式减压器具有更优越的性能和更高的气源利用率.

通过对仿真结果的分析, 得到所建立的静态数学模型和仿真方法是准确的, 反映出了氧气减压器的性能特点, 在此基础上, 可以通过该平台分析减压器各个结构参数对减压器性能的影响, 为在减压器设计工作中结构参数的选择提供一定参考作用.

减压器结构参数包括活门孔直径、活门弹簧刚度与预压缩量、调压弹簧刚度与预压缩量、内腔容积大小、膜片有效面积等, 本文只给出了膜片有效面积大小对减压器性能的影响, 见图 5

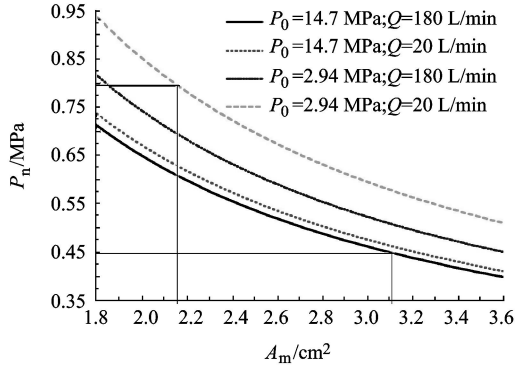



图 5　膜片有效面积与减压器出口压力的关系曲线

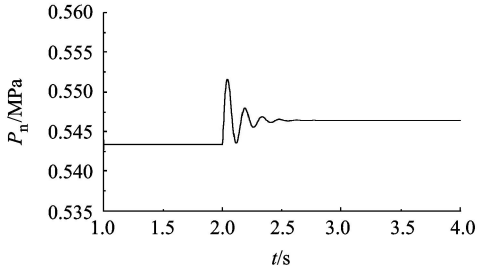
从图 5可以看出, 在一定的入口压力和流量

下, 出口压力随膜片有效面积的增大而逐渐减小. 该曲线关系还可为设计减压器时选择膜片的有效面积提供依据: 为满足出口压力在 0.45~0.79MPa的技术要求, 可选择的膜片有效面积为 2.16~3.11 cm$^2$, 如图 5中所示, 作为本文仿真对象的实际减压器产品所采用的膜片有效面积为 2.6cm$^2$.

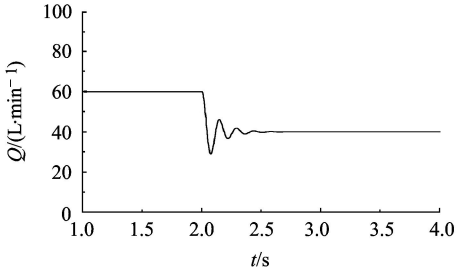
### 3.2 动态特性

减压器的动态特性是指减压器在进口压力或出口流量突然变化或有干扰因素的作用下, 出口压力随时间的函数关系[1].

图 6为仿真计算结果, 仿真条件: 座舱压力不变, 入口压力为定值 9.81MPa, 流量 $Q$ 由 60L/min突变成 40L/min




*a* 压力动态特性



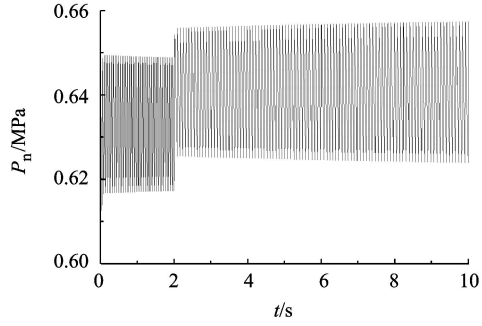

*b* 流量动态特性

图 6 氧气减压器动态特性曲线

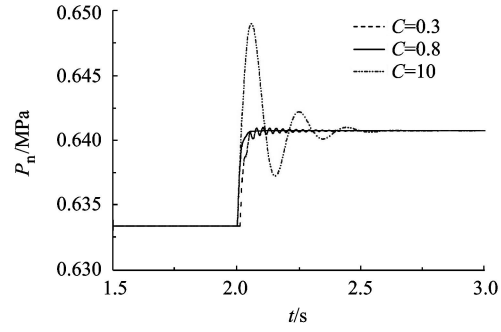
由图 6可知, 流量变化引起出口压力和输出流量产生短时间振荡, 而后逐渐消减并稳定下来. 产生的原因可能是流量突变时, 作用在活门上的气压力也突然变化, 由于活门自身的惯性, 使得活门开始振荡, 然后由于阻尼作用, 慢慢恢复到稳定. 同时从图 6中可以看出因流量突变而引起的压力振荡变化范围仍处在所要求的技术范围内. 文献[4]中给出了某减压器的试验曲线与仿真结果的比较, 认为波动产生是由于试验中入口压力是一变化的值, 阀芯受力随其变化, 活动组件由于惯性就会在平衡位置附近运动, 从而引起出口压力波动.

阻尼系数的大小对活门稳定性是至关重要的. 选择合适的阻尼系数即选择合适的活门弹簧、调压弹簧、膜片等对减压器的稳定性和灵敏度是十分重要的. 文献[5-6]指出当前减压器动态特性的理论计算尚需要作很多简化, 阻尼系数尚需要依靠实验确定. 本文仅对阻尼系数的大小对减压器动态特性的影响进行了分析研究.

图 7为仿真计算结果, 设定仿真输入条件: 输入压力为 5.9MPa, 输出流量在某一时刻由 60L/min突变到 30L/min




*a* C=0.2时输出压力动态变化




*b* C=0.3, 0.8, 10时输出压力动态变化

图 7 不同的阻尼系数对氧气减压器性能的影响

从仿真结果可见, 阻尼系数很小时, 活门不能处于稳定工作状态, 一直振荡, 这可导致噪声的产生, 并使输出压力产生波动. 随着阻尼系数增大, 一段时间后活门可达到稳定工作状态, 但是一直处于微小振荡状态; 如果阻尼系数过大, 活门需要较长时间才能达到稳定, 表明在大阻尼作用下, 活门运动虽然有很好的稳定性, 但是其灵敏度降低了很多. 所以综合分析, 为达到消除噪音和压力抖动的目的, 阻尼系数不能选择太小, 在此基础上应尽量减小阻尼系数, 既要满足稳定性也要符合灵敏度的要求. 在减压器研制实践中, 往往利用活动件和导向面之间的适当摩擦, 等同于适当增大阻尼作用来消除压力抖动和噪声.

## 4 结束语

利用适当简化的数学模型, 本文建立的战斗机供氧系统氧气减压器的仿真模型, 能够满足战斗机供氧系统动态仿真研究的要求. 在满足一定精度的前提下, 用 MATLAB/Simulink仿真平台进

行静态、动态仿真计算,具有简单准确、经济快捷等特点.仿真结果对分析研究减压器性能特点提供了帮助,对减压器的研制和性能改进设计有一定的参考作用.

## 参考文献 (References)


[1] 南京航空学院,北京航空学院.航空个人防护装备[M].北京:国防工业出版社,1982:301-310
Nanjing Aeronautical Institute, Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics. Aviation personal protection equipment[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1982:301-310 (in Chinese)

[2] 肖华军.航空供氧防护装备生理学[M].北京:军事医学科学出版社,2005:374-379
Xiao Huajun. Physiology of aviation oxygen protective equipment [M]. Beijing: Military Medicine Science Press, 2005:374-379 (in Chinese)

[3] 陈晓琴.气体减压阀可靠性设计[J].导弹与航天运载技术,2005(3):13-18
Chen Xiaoqin. Reliability design of gas pressure relief valve[J]. Missiles and Space Vehicles, 2005(3):13-18(in Chinese)

[4] 郑丽,李清廉,沈赤兵.大流量气体减压器响应特性的仿真研究[J].火箭推进,2008,34(2):18-23
Zheng Li, Li Qinglian, Shen Chibing. Analysis on responding characteristics of large flux pressure reducing valve[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(2):18-23(in Chinese)

[5] 戴梧叶,马彬,张国舟,等.减压器特性实验研究[J].北京航空航天大学学报,1999,25(6):711-713
Dai Wuye, Ma Bin, Zhang Guozhou, et al. Experimental studies on pressure regulator characteristic[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(6):711-713(in Chinese)

[6] 张雪梅,张黎辉,金广明,等.减压器动态过程的数值仿真[J].航空动力学报,2004,19(4):541-545
Zhang Xuemei, Zhang Lihui, Jin Guangming, et al. Numerical simulation of the dynamic process for pressure regulator[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4):541-545 (in Chinese)


(编　辑:李　晶)

(上接第 1370页)

2) CSSODM-PGA 方法在传统方法基础上将试验设计、Pareto遗传算法以及子空间设计的概念引入到了传统算法的各个模块中,考虑到了气动结构一体化设计的自身特点,操作简便,利于实施.该算法不仅适合多学科设计优化而且也可以方便地处理多目标优化问题,求得的 Pareto最优解集合具有较好的分散性,能够为决策者提供多种优化设计方案,以供方案决策.

## 参考文献 (References)


[1] 马铁林.大展弦比机翼气动结构多学科设计优化研究[D].北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院,2008
Ma Tielin. Research on aerodynamics and structures multidisciplinary design optimization of high aspect ratio wings[D]. Beijing: School of Aeronautical Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautic, 2008(in Chinese)

[2] 李响.多学科设计优化方法及其在飞行器设计中的应用[D].西安:西北工业大学航空学院,2003
Li Xiang. Multidisciplinary design optimization and application on aircraft design[D]. Xi'an: College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, 2003(in Chinese)

[3] 王小妮.联接翼飞机结构重量分析与气动/结构一体化设计[D].南京:南京航空航天大学航空宇航学院,2005
Wang Xiaoni. A study on structural weight for joined-wings and integrated design of aerodynamics structures[D]. Nanjing: College of Aerospae Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautic, 2005(in Chinese)

[4] Booker A J. Design and analysis of computer experiments[R]. AIAA-98-4757, 1998

[5] Anderson B H, Baust H D, Agrell J. Design of experiments to reduce lift-cycle costs in combat aircraft inlets[R]. AIAA-2003-652, 2003

[6] Hagenmaier M A, Davis D L. Scramjet component optimization using CFD and design of experiments[R]. AIAA-2002-0544, 2002

[7] 隋洪涛,陈洪全,黄明恪.Pareto基因算法多目标翼型优化设计[J].航空学报,2002,23(2):177-179
Sui Hongtao, Chen Hongquan, Huang Mingke. Multi-objective airfoil optimization using Pareto genetic algorithm [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(2):177-179(in Chinese)

[8] Obayashi S, Sasaki D. Self-organizing map of Pareto solutions obtained from multiobjective supersonic wing design [R]. AIAA-02-14130, 2002

[9] Stelmack M A, Nakashima N, Batill S M. Genetic algorithms for mixed discrete/continuous optimization in multidisciplinary design[R]. AIAA-98-4771, 1998

[10] Yu X Q, Stelmack M A, Batill S M. An application of concurrent subspace design (CSD) to the preliminary design of a low-reynolds Number UAV[R]. AIAA-98-4917, 1998


(编　辑:赵海容)