

一种金属膜片式气体减压阀研制

陈文曲, 李路路, 陈 健
(上海空间推进研究所, 上海 200233)

摘 要: 为满足某推进分系统压力调节流量范围大、控制要求精度高、可靠性高且需满足长时间在轨使用的要求, 研制了一种高精度金属膜片式气体减压阀。对该逆向卸荷金属膜片式气体减压阀的方案设计、结构特点、关键技术以及达到的技术指标进行了总结, 并给出了飞行试验验证结果, 经飞行试验验证, 减压阀飞行工作状态良好, 满足使用要求。

关键词: 逆向卸荷; 金属膜片; 减压阀

中图分类号: V432-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 06-0030-05

Development of pneumatic pressure regulator with metal diaphragm

CHEN Wen-qu, LI Lu-lu, CHEN Jian
(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 200233, China)

Abstract: The pressure regulator is one of the core units in space propulsion systems. The overall scheme design, structural characteristics, key technologies and achieved qualifications of the reverse unloading pneumatic pressure regulator with metal diaphragm are summarized. The key technology breakthrough achieved in the R&D process is described. The verified results in the space flights testing indicate that the pressure regulator works well. Therefore, the research is significant for optimizing the structural parameters and reliable design of the regulator.

Keywords: reverse unloading; metal diaphragm; pressure regulator

0 引言

气体减压阀是恒压挤压式姿轨控发动机系统关键的压力调节元件, 其出口压力精度直接影响姿轨控发动机的控制精度。减压阀利用节流原

理, 通过启闭件(阀芯)节流, 将高压气体降低, 并利用自身能量使出口压力自动满足预定要求。在某推进分系统上应用这类阀门, 要求其出口压力调节精度高、动态特性好和长时间工作可靠性高, 并且在大流量范围下出口压力偏差小。设计该减压阀的关键技术难点包括: 满足大流量

收稿日期: 2011-05-10; 修回日期: 2011-10-11

基金项目: 国家航天高技术项目(2006AA705309)

作者简介: 陈文曲(1979—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机阀门设计

范围使用工况的适应性；很高的产品输出压力调节精度（包括高进口压力下的静压精度）和安全性、可靠性要求等。

本文以某推进分系统的金属膜片式气体减压阀为对象，阐述其方案设计和结构特点、关键技术以及达到的技术指标并给出了飞行试验结果。

1 方案设计

1.1 主要性能参数

表 1 列出了某推进分系统减压阀主要性能实际参数。

表 1 减压阀主要性能实际参数

Tab. 1 Actual parameters for main performances of pressure regulator

性能参数	减压阀	减压阀 A	减压阀 B
工作介质	氦气	氦气	氦气
进口工作压力 p_i /MPa	23~4	23~4	23~4
额定输出压力 p_r /MPa	1.60	1.60	1.60
输出压力精度	1.3%	4.4%	4.4%
氦气流量 $q_v/(10^{-6})(\text{m}^3\cdot\text{s}^{-1})$	1540~4	360~36	360~36
20 分钟内静压/MPa (零流量工况)	$\leq p_r+0.07$ (出口气垫容积 0.17 L)	$\leq p_r+0.13$ (出口气垫容积 0.5 L)	$\leq p_r+0.13$ (出口气垫容积 0.5 L)
工作温度范围/℃	- 40~+50	- 40~+50	- 40~+50
总外漏率/(Pa·m ³ ·s ⁻¹)	$\leq 1\times 10^{-7}$ (23 MPa 下氦检)		
单件质量/kg	1.38	0.68	0.68

注：* 额定输出压力下的实际参数

1.2 方案要点

国内现阶段常见的航天器推进系统上使用的减压阀主要有无卸荷式和卸荷式两种结构形式。作为减压阀中最主要的控制元件之一，敏感元件用来感应减压阀出口压力的变化以保证出口压力的稳定性和精确性。常见的航天器推进分系统上的减压阀主要敏感元件有膜片式和活塞式。膜片具有重量轻、体积小、密封性好和调节精度高等优点；活塞适用于输出压力高的场合，但不具备重量轻、小体积，密封性较差，且存在较大的摩擦力，对减压阀的输出压力精度有较大的不利影响。有些推进分系统上使用的减压阀采用无卸荷式结构，具有结构简单、技术成熟等特点，但压力调节精度不高，尤其在大流量跨度范围内，其压力特性和流量特性均不佳。在上世纪 70 年代研制的金属膜片式气体减压阀成功应用于另外一

些推进分系统上，其采用卸荷式结构，调节精度高、动态特性好，但为解决静压性能问题，设计上采用了常值耗气孔，因此，在具有长时在轨运行要求的应用条件下受到一定的限制。上世纪 90 年代，针对某推进分系统对压力调节提出的工作流量范围大、轨道和姿态控制要求精度高、可靠性高且必须满足长时在轨使用工况的要求，进一步研制了一种高精度金属膜片式气体减压阀。该高精度减压阀采用反向卸荷式结构，利用不锈钢金属（波纹）膜片作为敏感元件，具有输出压力精度高、静压稳定、适应流量范围大、全程压力加载工况下工作寿命长、低漏率和高可靠性等优点，满足了系统的使用工况并成功应用于历次飞行试验中。

图 1 给出了这种金属膜片式气体减压阀的外形图和原理结构设计图。减压阀主要由过滤器、

阀芯、膜片和弹簧等组成,其主要工作原理如下:利用工作介质自身能量,通过阀芯与阀座之间形成的狭窄通道进行节流减压和通过作用于运动件上的力的平衡调节过程进行稳压,最终达到减压和稳压的压力调节目的。

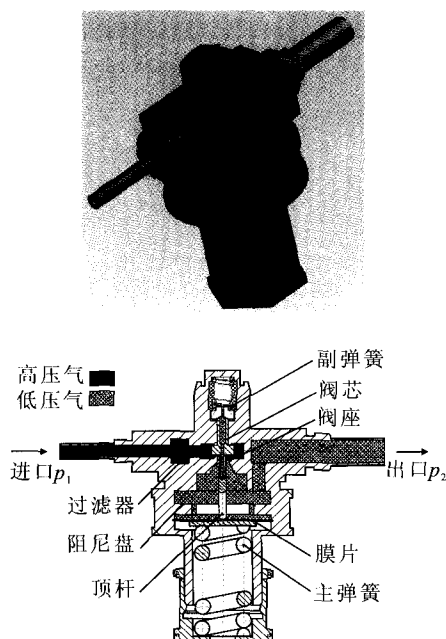


图1 高精度金属膜片式气体减压阀外形图和原理结构图

Fig. 1 Outside view and structural diagram of high-accuracy pneumatic pressure regulator with metal diaphragm

1.3 结构特点

1) 适用流量范围大、精度高

针对推进分系统工作流量范围大的特点,采用了反向卸荷式结构,解决了减压阀在大流量范围内精度要求高的问题,适用于推力从 25 N 到 2 500 N 发动机工作的工况,工作全程压力调节精度优于 1.3%。

2) 采用不锈钢金属(波纹)膜片作为敏感元件

采用金属膜片作为敏感元件,适应减压阀长时间工作条件;同时,膜片具有重量轻、体积小和密封性好等优点。

3) 解决了减压阀压力振荡问题

通过限流孔和阻尼环的优化设计,解决了系统压力调节过程中的压力振荡问题,提高了稳定性和可靠性。图 2 给出了减压阀在进口高压氮气

23~24 MPa 下的启动冲击曲线图,曲线为减压阀出口压力和贮箱压力在启动过程中随时间的变化历程。从曲线可以看出:该减压阀具有良好的启动动态特性,稳定性高。

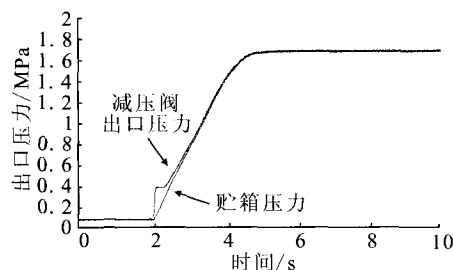


图2 金属膜片式气体减压阀启动冲击过程中出口压力和贮箱压力-时间曲线

Fig. 2 Outlet and tank pressure versus time of pressure regulator during startup impact process

4) 良好的密封性能

高压部位均采用两道 O 形圈密封加焊接结构密封,满足系统高压工况和长期密封性能要求。在进口压力 23 MPa 氦检下整阀泄漏率优于 $1 \times 10^{-7} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ 。

2 关键技术及实现

2.1 出口压力精度问题

针对出口压力精度问题:①采用了卸荷式结构,减少了进口压力变化对出口压力的影响,设计上严格控制相关卸荷元件的公差在要求的范围内,通过阀芯等相关配合零件的高精度组合加工和装配,保证了减压阀达到最佳的卸荷性能;②采用了不锈钢金属(波纹)膜片,相对于活塞式结构,减少了减压阀启动工作时产生的额外的摩擦力;通过在金属膜片上加工合理的波纹,增加有效的敏感面积,同时通过对阻尼盘的优化设计,使膜片处于感受出口压力的最佳状态、减小节流处高速气流对膜片的冲击,从而得到稳定、高精度的输出压力;③阀芯和阀座密封副采用平面型、软-硬密封结构。平面型结构在小行程(行程小,则调节弹簧变化的力小,有利于提高出口压力精度)下能够适应的流量变化范围大,

即有利于提高减压阀的流量特性。通过以上的设计，解决了减压阀大流量工况下压力调节精度要求高的问题。

2.2 高进口压力下静压问题

针对静压问题：①设计上采用了副弹簧复位，为阀芯-阀座密封副提供稳定的密封比压，保证良好的密封性能；②阀芯-阀座密封副采用平面型、软-硬密封结构，“软”为氟塑料，其集成在阀芯上，采用模压工艺，“硬”为金属材料制成的具有平面圆环刃口的阀座，该结构具有优异的加工工艺性，装配后易于获得良好的密封性能；③对高压动密封部位相关配合密封元件进行配研，有效地保证了高-低压腔之间的密封。通过以上的设计，解决了静压稳定问题。

2.3 提高减压阀工作的可靠性

针对提高减压阀工作的可靠性问题：①阀门活动密封副采用平面型、软-硬密封结构形式，可以满足多次启动工作及长寿命的使用要求；②严格控制高压动密封部位相关元件的公差，并进行高精度配合组件的加工和装配，有效地控制了动密封部位配合元件之间的磨损，提高了其使用寿命；③为提高减压阀的稳定性并避免减压阀工作时常见的共振现象，设计上采取了如下的措施：（a）在进口处设计了合理的限流孔，优化了系统的阻尼；（b）在低压腔设计了合理的阻尼盘，优化了系统的阻尼，减少了气体对膜片的冲击；（c）在阀芯外围设计了相应的缓冲结构，

使得进口高压、高速气流在到达高压腔节流部位时，流场更为稳定、均匀，有效地减少了阀门在启动工作过程中瞬时、突变的气动力对活动密封元件及节流口的影响。

3 飞行试验情况

该高精度金属膜片式气体减压阀参与了某型号历次飞行试验，飞行任务期间系统压力稳定、满足控制精度要求，保证了历次飞行任务的圆满完成。

表 2 给出了某次飞行试验中减压阀在轨工作具体压力调节情况。减压阀 A 在轨工作期间出口静压分别为 1.67 MPa 和 1.66 MPa，与地面精调时的静压值一致，满足系统控制精度要求；在系统变轨和制动过程中，减压阀出口压力为 1.60~1.62 MPa，满足设计要求，压力调节精度优于 1.3%，变轨及制动前后减压阀出口压力稳定。减压阀 B 在轨工作期间出口静压均为 1.73 MPa，与地面精调时的静压值（1.713~1.727 MPa）接近，证明减压阀 B 工作正常；发动机工作期间，主、副路减压阀出口压力分别约为 1.67 MPa 和 1.66 MPa，满足设计要求，压力调节精度优于 4.4%。

减压阀 B 在圆满完成某次飞行任务后，继续留轨参加后续的试验任务。在长达近两年留轨期间，减压阀全程调节压力稳定在 1.1 MPa（静压），满足了 1.0 MPa~1.25 MPa 的设计范围要求。

表 2 某推进分系统减压阀全程压力调节情况
Tab. 2 Pressure regulating status of a certain pressure regulator

序号	减压阀	位置	全程出口压力/MPa		静压/MPa	备注
			要求值	实际值		
1	减压阀 A	主路	1.60±0.08	1.60~1.62	1.67	调试静压值 1.67
		副路		1.60~1.62	1.66	调试静压值 1.65
2	减压阀 B	主路	1.60±0.08	1.67	1.73	调试静压值 1.713
		副路		1.66	1.73	调试静压值 1.727

（下转第 37 页）

表 2 临界热绝缘直径的计算结果

Tab. 2 Calculated results of critical insulation diameter

室压/MPa	喉部内径 d_{in} /mm		
	5	10	20
1.0	3 000	1 800	1 000
2.0	1 975	1 350	820

由临界热绝缘直径 d_0 的计算结果可以看出:

1) 在相同等效绝热壁温和室压的情况下, 随着喉部内径的增大, 临界热绝缘直径 d_0 不断减小;

2) 在相同等效绝热壁温和喉部内径的情况下, 随着室压的增大, 临界热绝缘直径 d_0 不断减小。即使在室压为 2 MPa、喉部内径为 20 mm 的情况下, 临界热绝缘直径也高达 820 mm, 所对应的喉部壁厚为 400 mm, 远远大于小推力发动机实际可能采用的壁厚。这就意味着在小推力发动机实际设计中可能采用的壁厚范围内, 增大喉部壁厚均可以起到降低喉部气壁温的作用。

3 结论

1) 通过适当增加壁厚, 可以起到降低小推

力姿控发动机喉部壁温的作用。

2) 室压越低、喉部内径越小, 通过增加壁厚降低喉部壁温的效果越好。

3) 在室压 0~2 MPa、喉部内径 0~20 mm 范围内, 临界热绝缘直径所对应的喉部壁厚远远大于空间小推力发动机实际设计中可能采用的壁厚范围。

4) 增加壁厚可以作为降低喉部壁温的辅助手段。

参考文献:

[1] STECHMAN R C. Film cooling design criteria for small rocket engines, AIAA 68-617 [R]. USA: AIAA, 1968.

[2] GRISSON W M. Liquid film cooling in rocket engines, AD-A234 288 [R]. USA: AD, 1991.

[3] 张锋, 仲伟聪. 膜冷却推力室传热计算研究 [J]. 火箭推进, 2009, 35(4): 34-37.

[4] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社. 1993.

[5] 杨世铭, 陶文铨. 传热学 [M]. 北京: 高等教育出版社. 1998.

(编辑: 马 杰)

(上接第 33 页)

4 小结

作为推进分系统关键的压力调节元件, 减压阀的出口压力调节精度、动态稳定特性和可靠性直接影响着姿轨控发动机系统的控制精度、使用寿命和可靠性。这种高精度金属膜片式气体减压阀具备了压力调节精度高、适应流量范围大、静压稳定和可靠性高等优点, 历次飞行试验工作状态良好。

参考文献:

[1] 刘国球. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993.

[2] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计(下)[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.

[3] 朱炳昌. 设计手册[M]. 北京: 中国航天科技集团公司第十一研究所(京), 2003.

[4] 刘新良. 减压阀阀芯密封设计[J]. 火箭推进, 2003, 29(5): 18-22.

[5] 尤裕荣, 曾维亮. 逆向卸荷式气体减压阀的静态特性分析[J]. 火箭推进, 2005, 31(4): 15-20.

[6] 尤裕荣, 曾维亮. 逆向卸荷式气体减压阀的动态特性仿真[J]. 火箭推进, 2006, 32(3): 24-30.

[7] 郑丽, 李清廉. 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.

[8] 陈晓琴. 减压阀充填过程动态特性仿真[J]. 导弹与航天运载技术, 2006, (5): 48-52.

(编辑: 陈红霞)