

文章编号:1000-8055(2013)01-0219-07

双工况流量调节阀的设计与试验

李君海, 俞南嘉, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 介绍了一种双工况流量调节阀的原理与设计方法, 利用上游贮箱压力作为控制气调节阀芯位移, 控制阀门开启与工况调节, 实现飞行用挤压式供给系统的启动以及流量快速调节. 分析了阀门关键设计参数: 敏感元件外径、弹簧刚度和初始压缩量对阀芯位移的影响; 通过试验验证了阀门的压降损失在 2 种工况下能分别保持固定值; 对采用该阀门的供给系统进行了试验, 试验中阀门开启迅速, 成功实现了氧化剂供给系统的流量调节, 其中第 1 工况阶段流量约 4.5 kg/s, 第 2 工况阶段流量为 2.0 kg/s, 工况转换较迅速, 达到了预期值, 这说明阀门的原理和设计方法是可行的.

关 键 词: 阀门; 流量调节; 压降损失系数; 供给系统; 变推力发动机

中图分类号: V431

文献标志码: A

Design and experiment of two-stage flow control valve

LI Jun-hai, YU Nan-jia, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Principle and design methods of a new two-stage flow control valve were presented. Tank pressure was used to regulate the motion of the valve to open the valve and change the work status. The pressurization feeding system started and changed the mass flow rate of the oxide as the valve worked. The key parameters of the valve, including key part's outer diameter, the stiffness and initial compression of the spring, were analyzed. The tests show that the coefficients of local pressure loss of the valve were same at different working statuses. Experimental results for the feeding system using the valve were obtained. In the tests, the valve opened quickly and the feeding system changed the mass flow successfully. In the first stage, the mass flow rate of the hydrogen peroxide was 4.5 kg/s. In the second stage, it was 2 kg/s. It is proved that the design and test methods of the valve are feasible.

Key words: valve; mass flow control; coefficient of local pressure loss; feeding system; variable thrust engine

在液体火箭发动机和固液火箭发动机中, 阀门用于控制液体或气体工质的流动或工作参数, 其主要作用是保障发动机启动前的准备工作、过渡过程(起动、转级、关机)和调节过程等都能顺利

进行. 阀门是任何一种采用液体(或气体)工质的火箭发动机必不可少的一部分^[1-4]. 地面发射的火箭、导弹和靶标等巡航飞行器, 通常对应起飞阶段大推力短时间工作、巡航阶段小推力长时间工作

收稿日期: 2011-12-28

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130114.1726.201301.219_030.html

作者简介: 李君海(1985—), 男, 江西赣州人, 博士生, 主要从事液体火箭发动机、固液火箭发动机设计、燃烧等研究.

E-mail: lijunhai@sa.buaa.edu.cn

2 种工况的动力要求^[5-7]。如果采用单台液体火箭发动机或固液火箭发动机,需要通过调节储箱压力、相应的阀门及流量控制元件改变推进剂流量达到预定的推力值^[8-13]。因此,简单的双工况流量调节阀设计若能实现飞行用供给系统启动、流量快速调节的功能,将能有效减少系统的零件数量和结构质量,从而降低成本,提高其可靠性。

“北航 3 号”是由北京航空航天大学研制的一种地面发射后沿设计弹道飞行的实用型探空火箭,采用固液火箭发动机为动力,最大射程约 40 km。其中,固液火箭发动机推进剂采用液体氧化剂 90% 过氧化氢(90% H_2O_2)和丁羟基固体燃料(hydroxyl terminated polybutadiene, HTPB),满足 12 kN 工作 3 s, 5 kN 工作 50 s 这 2 种工况推力要求,推力调节由 90% H_2O_2 的流量调节实现。发动机采用挤压式供给系统供应液体 90% H_2O_2 ,由独特设计的双工况流量调节阀配合上游储箱压力的变化实现液体氧化剂流量调节,其原理如图 1 所示。发动机启动前,双工况流量调节阀(ZF)控制腔与贮箱压力隔离,在大气压力作用下处于关闭状态。第 1 工况阶段,电爆阀 DB1 打开引入贮箱气体作为 ZF 的控制气。此时,储箱设计工作压力范围为 6.2~7.2 MPa, ZF 在此压力控

制下,2 路出口全部打开,由下游主路文氏管 W1 和辅路文氏管 W2 共同控制流量为 4.5 kg/s。第 2 工况阶段,控制系统改变贮箱增压方式,储箱的工作压力范围调整为 2.4~3.0 MPa, ZF 在此压力控制下关闭辅路出口,只保持主路出口开启,由主路文氏管 W1 控制流量为 2 kg/s。

从氧化剂供给系统原理可以看出,双工况流量调节阀具有启动和流量调节功能,是此类挤压式流量双工况供给系统的关键部件。本文介绍了此种双工况流量调节阀的原理及设计方法,并对阀门的试验结果进行了分析。

1 阀门原理及设计

双工况流量调节阀的工作原理如图 2 所示,控制气压力作用在阀芯上的方向向右,大气压力以及弹簧力作用在阀芯上的方向向左。初始状态下,控制气压力为 1 个大气压,作用于阀芯上的力小于初始弹簧力,因此合力方向向左,使阀芯相对位置如图 2(a)所示,阀门 2 个出口均关闭。第 1 工况阶段,控制气压力为储箱压力 6.7 MPa,作用在阀芯的控制气压力远远大于大气压力和极限弹

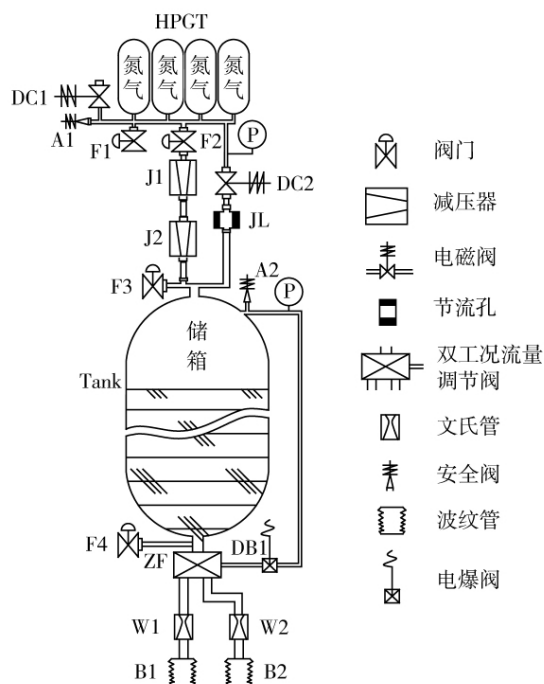


图 1 氧化剂供给系统原理图

Fig. 1 Schematic of the oxidizer feeding system

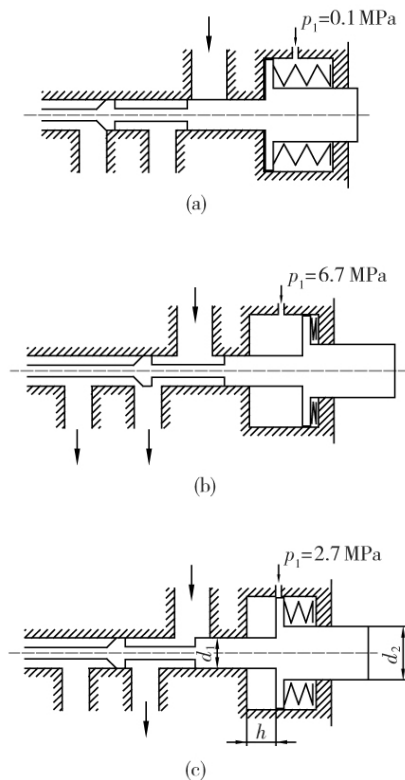


图 2 双工况流量调节阀原理图

Fig. 2 Schematic of the two-stage flow control valve

簧力,因此作用在阀芯上的合力向右,此时阀芯运动至最右端极限位置,如图 2(b)所示,阀门的 2 个出口均开启.第 2 工况阶段,控制气压力为储箱压力 2.7 MPa,此时,阀芯在控制气压力、大气压力、弹簧力的共同作用下停留在图 2(c)所示位置,关闭了阀门辅路出口.从工作原理可以看出,阀门实现启动和流量调节功能的关键在于用贮箱气体压力为控制气调节阀芯的相对位移.

如图 2(c)所示,阀芯处于平衡状态时的力平衡方程为

$$\frac{\pi}{4}(d_1^2 - d_2^2)(p_1 - p_0) = K(x + h) + F_x$$

其中 p_1 为贮箱压力, p_0 为大气压力, K 和 x 为弹簧劲度系数和初始压缩量, d_1 为阀芯直径, d_2 为敏感元件的有效外径, h 为阀芯位移, F_x 为包括摩擦力在内的其他阻力.根据表 1 所述系统状态及阀门设计参数、发动机结构尺寸限制和上述阀门静态力平衡方程,按照设计流程(图 3),可以完成阀芯压力敏感元件面积、弹簧刚度、阀芯行程等关键参数的初始设计.通过原理性能试验对主要参数进行检验和迭代设计,最后完成阀门的详细设计.

表 1 阀门工作状态及设计要求

Table 1 Status and design request of the valve

	初始状态	第 1 工况	第 2 工况
贮箱压力/MPa	6.7(±0.5)	6.7(±0.5)	2.7(±0.3)
设计流量/(kg/s)		4.5	2
阀门外径限制/mm		<280	
阀芯行程/mm	0	<40	20~30
主路出口状态	关闭	开启	开启
辅路出口状态	关闭	开启	关闭

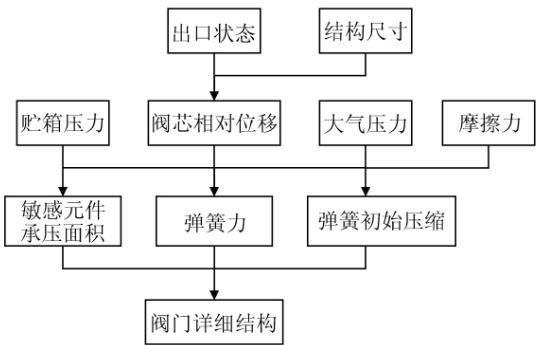
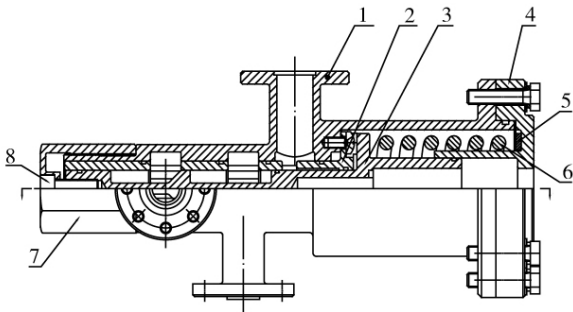


图 3 阀门设计流程

Fig. 3 Flow chart of valve design

最终阀门的结构如图 4 所示,阀门有 1 个入口和 2 个出口,内部有一个控制气体压力感应腔和弹簧.压力感应腔引入上游储箱压力作为控制气.工作过程中,阀芯在控制气压力、大气压力、弹簧力及相关摩擦力的作用下,平衡于不同的设计位置,实现液路流量调节.实际应用的阀门壳体、阀芯及衬套的产品如图 5 所示.



1 阀体; 2 衬套; 3 阀芯; 4 阀盖; 5 调整垫片;
6 弹簧; 7 保护盖; 8 保险螺栓

图 4 双工况流量调节阀结构图

Fig. 4 Structure of the two-stage flow control valve

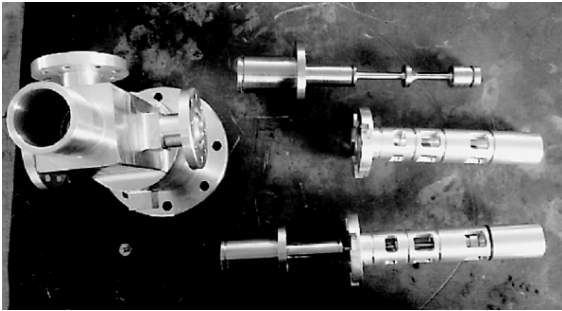


图 5 壳体、阀芯及衬套的产品

Fig. 5 Photo of the valve body, valve stem and valve linear

阀门的主要设计参数如表 2 所示.初始控制气为大气压力时,阀芯位移 h 为 0 mm,保持关闭;当控制气压力大于 4.0 MPa 时,阀芯运动至极限位移 31 mm 处,2 个出口全部打开;当控制气压力处于 2.0 ~ 3.5 MPa 时,阀芯的位移为 11 ~ 26 mm,阀门保持主路出口开启、辅路出口关闭的状态.这样的设计参数满足供给系统贮箱压力第 1 工况和第 2 工况的工作压力范围要求.

表2 阀门设计参数

Table 2 Design parameters of the valve

参数	数值
弹簧刚度 $K/(N/mm)$	56
阀芯直径 d_1/mm	20
敏感元件有效外径 d_2/mm	33.36
弹簧初始压缩量 x/mm	9
第1工况阀芯位移 h_1/mm	31
第2工况阀芯位移 h_2/mm	11~26

2 阀门试验及分析

2.1 阀芯位移试验与分析

阀门的关键参数包括控制腔内敏感元件有效外径 d_2 、弹簧刚度 K 和弹簧初始压缩量 x 。由于实际工作条件和加工误差,可能导致实际尺寸与设计参数的偏离^[5,14]。因此,分析关键参数变化时阀芯位置与贮箱压力的关系,可以验证阀门工作的稳定性。图6为设计参数条件下、 K 与 x 分别变化 $\pm 5\%$ 时,阀芯位移与压力的关系曲线。从图中可以看出,弹簧的刚度变化、初始压缩量的不同对阀芯位移的影响很小,控制气压力为6.2~7.2 MPa时阀芯的开度为31 mm;压力为2.4~

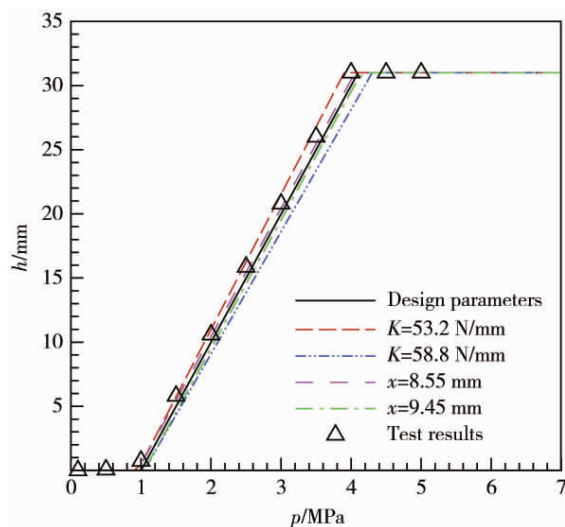


图6 不同 K, x 参数条件下的阀芯位移与压力的关系

Fig. 6 Valve stem displacement vs. the pressure with different K and x

3.1 MPa时,阀芯位移在14~21 mm,都能满足供给系统的贮箱压力范围内的双工况调节要求。图中数据点为试验实测值,与阀门设计工作状态符合得很好。

图7是设计条件以及 d_2 变化 $\pm 5\%$ 时,阀芯与压力的关系曲线。可以看出, d_2 变化对阀芯的位移有比较明显的影响,当其偏差达到 $\pm 5\%$ 时,阀门工作已经不能满足对应贮箱压力范围内对阀门出口开闭状态的要求。考虑到现在机械加工精度较高,直径 d_2 的设计尺寸为33.36 mm,公差能达到 ± 0.05 mm,在此范围内阀芯位移与压力的关系处于正常工作范围内,满足性能要求。

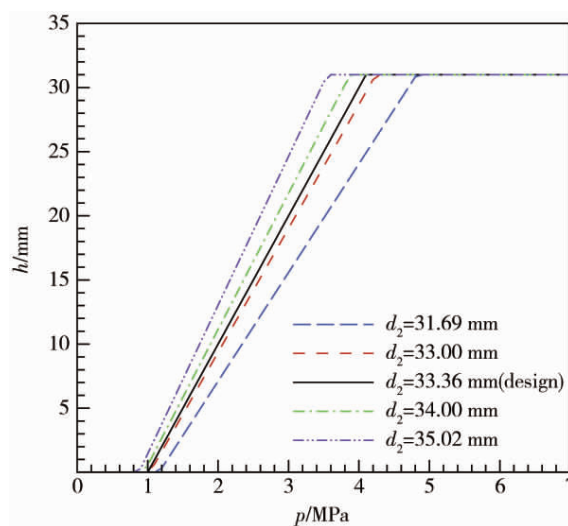


图7 不同 d_2 条件下的阀芯位移与压力的关系

Fig. 7 Valve stem displacement vs. the pressure with different d_2

因此对阀门的关键参数分析可以得到以下结论:①阀门工作范围较宽,标准设计条件下,当贮箱压力大于4.0 MPa时,阀门可以稳定工作在第1工况状态,当贮箱压力处于2.0~3.5 MPa时,阀门处于第2工况状态,涵盖供给系统的贮箱压力范围;②由于实际加工误差等原因导致敏感元件有效外径、弹簧刚度和弹簧初始压缩量存在一定的误差时,阀门仍可以正常工作,阀门的设计余量较大;③敏感元件有效外径变化对阀芯位移量的影响大于弹簧刚度和弹簧初始压缩量变化的影响。

2.2 压降损失系数试验

液体流过阀门时,会产生局部压力损失^[15]。现有供给系统中,阀门处于贮箱与流量控制文氏

管之间,当贮箱压力基本不变时,需保持阀门在各个工况的压降损失系数为固定值,从而保证气蚀文氏管前压力不变,流量稳定供应。其中,压降损失系数的计算公式为

$$\zeta = (p_{\text{in}} - p_{\text{out}}) / \left(\frac{\rho V^2}{2} \right)$$

阀门在第 1 工况阶段一直处于固定的最大开度,阀内液流通道型面不变,因此当贮箱压力变化时,阀门的压降损失系数理论上是不变的。第 2 工况阶段,阀芯位移随着贮箱压力的变化一直处于减小的状态,阀内液流通道型面发生改变,此时阀门的压降损失系数是变化的,因此需通过试验评估其压降损失系数的大小,判断它对氧化剂供给系统的流量影响。

图 8 是不同的贮箱压力下,阀门压降损失系数与贮箱压力的关系曲线,主路出口压降损失系数为 ζ_m ,辅路出口压降损失系数为 ζ_a 。从图中可以看出:第 1 工况贮箱压力在 6.2~7.2 MPa 的设计范围内变化时, ζ_m 与 ζ_a 基本不变,并且 ζ_m 小于 ζ_a ; 在第 2 工况阶段,贮箱压力在 2.4~3.2 MPa 变化时, ζ_m 同样变化很小,辅路出口已经关闭。同时,从曲线可以看出控制气压力为 3.8~3.5 MPa 时,阀门处于工况转换阶段, ζ_a 迅速上升直至关闭,同时 ζ_m 因为型面的改变而减小。

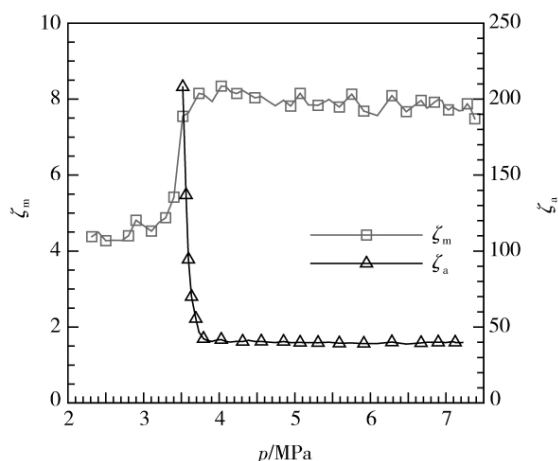


图 8 阀门压降损失系数与控制气压力关系

Fig. 8 Coefficient of local pressure loss of the valve
vs. the pressure

试验结果表明:阀门在 2 种工况下的压降损失系数较小且均保持了固定值,阀门的工况转换阶段压力范围很小,可以迅速完成;因此,阀门可以在上游贮箱压力变化较大的情况下实现 2 种工况的稳定工作。

2.3 冷流试验性能分析

采用该双工况流量调节阀的飞行供给系统的一次典型冷流试验结果如图 9~图 10 所示。试验增压气体为氮气,液体介质为 90% H_2O_2 。

图 9 是供给系统试验压力与时间曲线,其中 p_{tg} 为贮箱压力、 p_{mv} 为阀门主路出口压力、 p_{av} 为阀门辅路出口压力,压力曲线分为第 1 工况、工况转换和第 2 工况 3 个阶段。

第 1 工况阶段为试验的前 3 s,由于工作时间较短,贮箱增压气体的流量采用固定直径的节流孔控制。由于上游增压气瓶内的氮气压力下降和液体 90% H_2O_2 排出的综合效应,贮箱压力呈现先增加后下降的规律。此时,贮箱压力范围为 6.2~7.2 MPa,阀门保持 2 个出口开启。分析阀门工作状态发现: p_{mv} 和 p_{av} 在控制电磁阀开启后 (0 s 时) 迅速上升至工作压力 5.8 MPa 左右,这说明阀门快速开启,主路出口和辅路出口均正常打开; p_{mv} 和 p_{av} 的变化规律与贮箱压力一致,这说明阀门的压降损失系数基本保持不变,此工况的压力波动由贮箱压力决定。

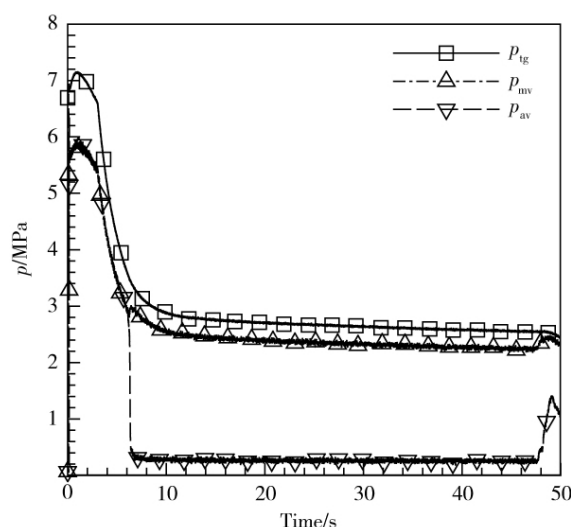


图 9 典型的冷流试验压力曲线

Fig. 9 Typical pressure curves of the
cold-flow test

第 3 s 时,第 1 工况阶段工作结束,增压气路停止对贮箱增压。随着贮箱内液体继续排出,贮箱压力持续下降,进入工况转换阶段。在工作到约第 6 s 时,贮箱压力减小至 3.5 MPa,阀芯位移 h 由 31 mm 移动至 26 mm 处,此时辅路出口完全关闭。图 9 中当贮箱压力大于 3.5 MPa 时, p_{av} 与

p_{mv} 基本一致,说明阀门 2 个出口同时开启,在第 6 s 时, p_{av} 突然下降至约 0.1 MPa, p_{mv} 保持原有状态,这说明阀门辅路出口已经迅速关闭. 第 6~10 s, 贮箱压力继续下降至 2.7 MPa 的稳定工作压力,工况转换结束. 另外,在阀门辅路关闭前贮箱压力大于 3.5 MPa 时,阀门 2 个出口同时开启,辅路出口流量正常,这也验证了阀门第 1 工况阶段拥有很宽的工作压力范围.

在第 10 s 后供给系统进入流量稳定供应的第 2 工况阶段,增压气体通过两级减压器开始向贮箱增压,维持贮箱压力在 2.7 MPa 的设计值至工作结束. 此时,阀门保持主路出口开启、辅路出口关闭的状态. 直到第 48 s 时,文氏管前压力忽然上升,这说明贮箱内液体氧化剂已经全部排出,供给系统管路变为气液混合状态,供给系统工作结束.

图 10 是氧化剂的总流量曲线. 从流量曲线可以看出,前 3 s 平均流量约为 4.5 kg/s,流量呈先上升后下降趋势,与贮箱压力变化趋势相符;之后开始工况转换,约 6 s 时阀门关闭了阀门辅路出口,流量出现阶梯下降,直至第 10 s 完成了流量工况转换,过渡过程较为迅速;10 s 后,流量达到第 2 工况 2 kg/s 的稳定供应状态,一直到工作结束. 从流量曲线可以看出,供给系统流量供应基本满足发动机总体的性能要求.

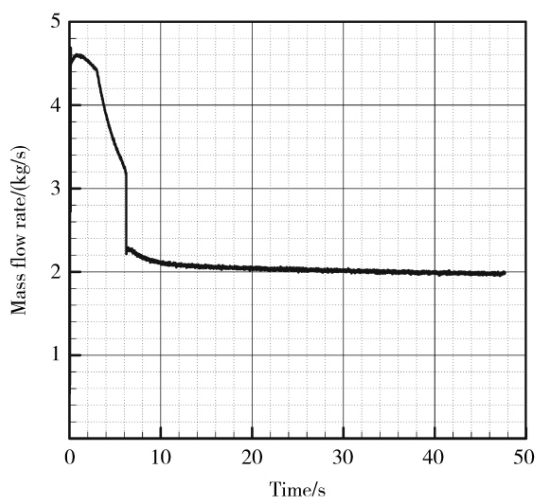


图 10 典型的冷流试验氧化剂流量曲线

Fig. 10 Typical oxidizer flow curves of the cold-flow test

发动机冷流试验结果表明:双工况流量调节阀工作正常,达到了设计的性能指标要求.

3 结 论

介绍了一种新型双工况流量调节阀的原理、设计与试验结果,主要得出以下 3 条结论:

1) 阀门在 90% H_2O_2 供给系统冷流试验中,实现了系统的启动和 2 种工况的流量供应功能,满足设计性能指标要求,其原理与设计方法是可行的.

2) 阀门关键设计参数为敏感元件外径 d_2 、弹簧刚度 K 和初始压缩量 x ,对比分析发现敏感元件外径 d_2 对阀门性能影响最大,需保证其加工精度.

3) 阀门 2 种工况的压降损失系数较小且均保持了固定值,有利于供给系统的设计和实现 2 种不同流量的稳定供应.

综上所述,双工况流量调节阀结构简单,实现了多种功能,为“北航 3 号”固液探空火箭飞行试验的开展奠定了基础.

参考文献:

- [1] 蔡国飙,李家文,田爱梅,等. 液体火箭发动机设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2011.
- [2] Sutton G P. Rocket propulsion elements; an introduction to the engineering of rockets[M]. 7th ed. New York: John Wiley & Sons Inc., 2001.
- [3] Chiaverini M J, Kuo K K. Fundamentals of hybrid rocket combustion and propulsion [M]. Reston VA, US: AIAA, 2007.
- [4] 休泽尔. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 朱宁昌,译. 北京:中国宇航出版社,2004.
- [5] 张黎辉,张国舟,程显辰. 液体火箭发动机输送系统(讲义)[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2000.
- [6] 龙乐豪. 总体设计(中)[M]. 北京:中国宇航出版社,2005.
- [7] 路史光. 飞航导弹总体设计[M]. 北京:中国宇航出版社,2005.
- [8] 高汉如,陈启智,杨乐平. 文氏管和喷注器双调节变推力液体火箭发动机试验研究[J]. 航空动力学报, 1989, 4(1): 45-49.
GAO Hanru, CHEN Qizhi, YANG Loping. Experimental research on a bipropellant throttling liquid rocket engine with controllable injector and throttling cavitating venturi [J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(1): 45-49. (in Chinese)
- [9] 陈启智,高汉如. 流量可调汽蚀文氏管喉部圆柱段长度的设计方法[J]. 航空动力学报, 1987, 2(3): 235-238.
CHEN Qizhi, GAO Hanru. A design method for length of cylindrical segment in a throttling cavitation venturi throat [J]. Journal of Aerospace Power, 1987, 2(3): 235-238. (in Chinese)

- [10] Austin B L, Heister S D J, Dambach E M. Variable thrust, multiple start hybrid motor solutions for missile and space applications[R]. AIAA 2010-7121, 2010.
- [11] 张育林. 变推力液体火箭发动机及其控制技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2005.
- [12] 张金容, 靳爱国, 汪亮. 泵压式液体火箭发动机变推力方案选择[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 921-926.
ZHANG Jinrong, JIN Aiguo, WANG Liang. Thrust regulation scheme selection for turbopump fed rocket engine with variable thrust[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 921-926. (in Chinese)
- [13] 刘景华, 谭建国, 杨涛, 等. 部分催化过氧化氢变推力发动机的稳定性分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1954-1957.
LIU Jinghua, TAN Jianguo, YANG Tao, et al. Stability analysis on variable thrust engine of partially catalyzed hydrogen peroxide[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1954-1957. (in Chinese)
- [14] Ring E. Rocket propellant and pressurization systems[M]. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall Inc., 1964.
- [15] 华绍曾, 杨学宁. 实用流体阻力手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985.